



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS INDUSTRIALES Y DE TELECOMUNICACIÓN

Titulación:

INGENIERO TÉCNICO INDUSTRIAL MECÁNICO

Título del proyecto:

CONCEPCION DE UNA NUEVA SOLUCION PARA LA UNION
CUADRO – FUSELAJE EN UN AVION A-350

Gastón Osés, Yon Luis

Muñoz Santos, Juan Ramón

Pamplona, 8 / 9 / 2011

INDICE

1 PRESENTACIÓN DE LA EMPRESA SOGETI HIGH TECH	2
2 OBJETIVO DEL PROYECTO.....	3
2.1 INTRODUCCIÓN.....	3
2.2 OBJETIVO DEL STAGE	3
2.3 DESCRIPCIÓN DEL STAGE	3
2.3.1 Cronograma	4
2.3.2 Zonas de trabajo	4
3 CONCEPCION.....	9
3.1 MATERIALES.....	9
3.1.1 Metales	9
3.1.2 Composites	9
3.1.3 Comparativa	11
3.2 CONDICIONANTES GEOMÉTRICOS DEBIDOS AL ENTORNO.....	12
3.2.1 Diferencia de alturas.....	13
3.2.2 Distancia entre el clip y el rigidizador.....	13
3.2.3 Estabilización del cuadro.....	14
3.2.4 Requisitos de tamaño debidos a las fuerzas.....	15
3.2.5 Simplificación	16
3.3 CONDICIONANTES GEOMETRICOS DEBIDOS AL MATERIAL	16
3.3.1 Tolerancias según el proceso de fabricación	16
3.3.2 Pendiente en las zonas de transición.....	17
3.3.3 Diámetro y distancias entre fijaciones.....	19
3.3.4 Distancia de la fijación al borde de la pieza	19
3.3.5 Distancia del centro de la fijación a un radio de curvatura.....	19
3.3.6 Formas a evitar	20
3.4 FUERZAS, DELAMINACIÓN Y SECUENCIA DE APILAMIENTO	21
3.5 PRIMERAS IDEAS	23
3.6 DESARROLLO DE LA OPCIÓN EN CATIA V5.....	25
3.7 APLICACIÓN DE LA IDEA AL RESTO DE ZONAS (2, 3, 5)	26
3.8 FABRICACION	29
3.9 DESARROLLO DE LA PIEZA FINAL EN CATIA	33
4 PLANOS.....	39
5 PRESUPUESTO.....	39
5.1 ENTORNO. PIEZAS DE ORIGEN	39
5.2 NUEVA SOLUCION PREIMPREGNADO	45
5.3 NUEVA SOLUCION LRI.....	46
6 RESULTADOS	39
5.1 NUEVA SOLUCION PREIMPREGNADO	39
5.2 NUEVA SOLUCION LRI.....	45
5.3 GENERAL.....	48
8 BIBIOGRAFÍA.....	49
9 ANEXOS	50

1 PRESENTACION DE LA EMPRESA SOGETI HIGH TECH

Sogeti High Tech es una empresa que destaca en el mercado europeo de la ingeniería y de la consultoría tecnológica. Aprovecha la experiencia de más de 20 años (40 años en el grupo Capgemini y Sogeti) para intervenir en proyectos espaciales, aeronáuticos, defensa, transporte, energía y telecomunicaciones. Sus competencias cubren los aspectos de búsqueda y desarrollo externos, especificación, concepción, desarrollo, test e integración y mantenimiento en condiciones operacionales de sistemas complejos. Esta empresa desarrolla su actividad principalmente en:

- Consejo, que presente un análisis estructurado y el desarrollo de propuestas de metodologías, utilización de los conocimientos, herramientas o tecnologías utilizadas por los fabricantes sobre la base de la experiencia y competencia técnica fuerte en los campos de ingeniería y software.
- Ingeniería de sistemas, que ayude en la secuencia correcta de los pasos del ciclo de vida del producto. El ámbito de trabajo va desde el análisis de los requisitos para la validación de la integración y el sistema, el mantenimiento y la operación segura, a los estudios operativos, desarrollo de prototipos de simulación del sistema, y la arquitectura.
- Ingeniería Física, para ofrecer servicios de investigación, estudios de métodos de diseño y simulación en el campo de la mecánica estructural y de fluidos, el calor de los sistemas acústicos, eléctricos o mecánicos, herramientas y fabricación digital.
- El Software Engineering, para desarrollar o adaptar el software en tiempo real, para asegurar su mantenimiento y apoyo, y que ayudará en la creación de sistemas de información PLM.
- El Test o prueba, que acompañe al producto a partir de la implementación de su estrategia para los resultados de las pruebas y análisis de los cambios propuestos a través del diseño del ensayo y los medios necesarios para alcanzarlos.

Existen 10 países (figura 1) en los que Sogeti High Tech desarrolla su trabajo: Alemania, Bélgica, España Francia, India, Luxemburgo, Países Bajos, Suecia, Reino Unido, Estados Unidos.



Figura.1: Sogeti High Tech.

2 OBJETIVO DEL PROYECTO

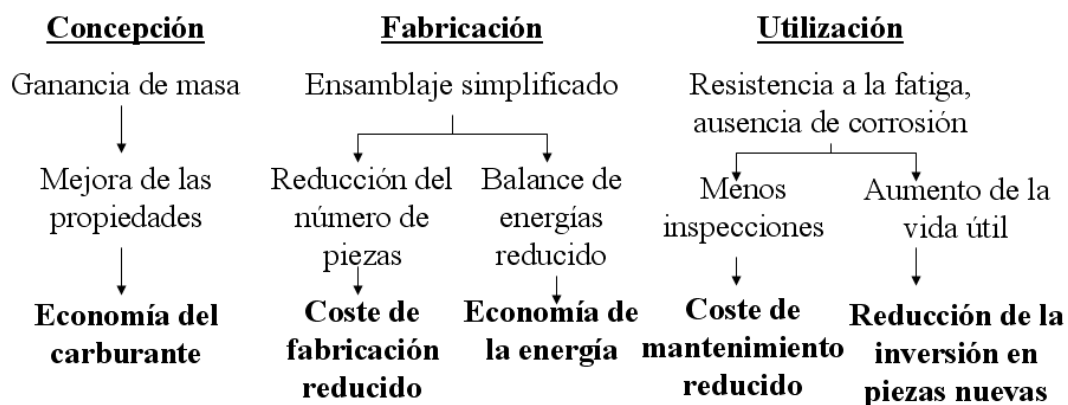
2.1 INTRODUCCIÓN

Uno de los puntos de concurrencia entre los fabricantes es reducir el peso en vacío de los aviones. Un avión ligero significa menos una menor necesidad de materia en el momento de su construcción y un menor consumo de combustible. Esta reducción del peso se produce principalmente en estructuras tales como el fuselaje y las alas, siendo estas partes cada vez más ligeras. A pesar de ello, estas estructuras son las que deben soportar las cargas del avión.

2.2 OBJETIVO DEL PROYECTO

La meta del estudio realizado es la de desarrollar un tipo de unión entre el cuadro y los rigidizadores de un avión del tipo A350 en función de las piezas adyacentes, los procesos de fabricación, el ensamblaje y ciertos aspectos que podrían influir en el coste como el número de piezas totales, número de piezas diferentes, universalidad de la pieza final obtenida, etc. Más adelante queda detallada la parte a mejorar y su entorno con mayor precisión.

Las mejoras pueden producirse dentro de los siguientes procesos necesarios para la elaboración de la pieza:



2.3 DESCRIPCIÓN DEL PROYECTO

El proyecto total ha sido dividido en tres partes:

La primera parte consistirá en la búsqueda de información sobre las soluciones anteriores, tanto existentes como desechadas y compararlas entre sí para observar los pros y contras de cada tipo de solución a nivel de cálculo (masa, resistencia estática, fatiga), diseño, fabricación, ensamblaje y coste.

La segunda parte consistirá en la concepción de la pieza para buscar la mejor solución posible conforme a todos los parámetros citados anteriormente.

La tercera parte consistirá en la puesta en plano de las piezas de que conste la unión desarrollada de forma que permita una posterior fabricación por terceras personas.

Para la segunda y la tercera parte se utilizara el programa Catia v5 que nos permitirá obtener la geometría de la pieza en 3D en un material “composite” (segunda parte) y su posterior paso a 2D (tercera parte).

2.3.1 Cronograma

Para la realización del proyecto se ha establecido una serie de fechas a seguir para que este se desarrolle de una forma adecuada. Los plazos establecidos son los siguientes:

1 marzo – 25 marzo: Búsqueda de información de soluciones anteriores y aprendizaje sobre los materiales composites, procesos de fabricación, normativa en la construcción de clips y estabilizadores, aprendizaje en el manejo de Catia v5.

25 marzo – 8 abril: Profundización en el manejo de Catia v5 mediante la realización de diversos ejercicios y conocimiento de la zona sobre la que trabajar.

8 abril – 22 abril: Inicio de los estudios, primeras ideas de concepción y desarrollo de dichas ideas.

22 abril – 29 abril: Pros y contras de cada una de las opciones y elección de la mejor propuesta.

29 abril – 6 mayo: Punto de control, realización y presentación de un PowerPoint explicando lo realizado hasta el momento.

6 mayo – 10 junio: Concepción previa de la idea mediante Catia v5 adaptada a cada zona de trabajo.

10 junio – 1 julio: Ver todas las ventajas y desventajas con respecto a las soluciones iniciales (peso, número de piezas totales y diferentes, brutos totales y diferentes, proceso de fabricación)

1 julio – 1 agosto: Realización de la pieza definitiva con el programa Catia v5 Composites, realización de planos.

1 agosto – 1 septiembre: Redactar el proyecto.

2.3.2 Zonas de trabajo

La zona de trabajo corresponde a la zona exterior de la estructura del avión (en verde en las figuras 2 y 3) y corresponde a la unión entre el cuadro y los rigidizadores. Al constar de una gran cantidad de piezas toda esta parte y todas ellas muy diferentes (figura 4) me centraré de una forma más específica a algunas zonas concretas ya que resultaría imposible realizar el estudio a todas las uniones presentes en el cuadro en sólo 6 meses.

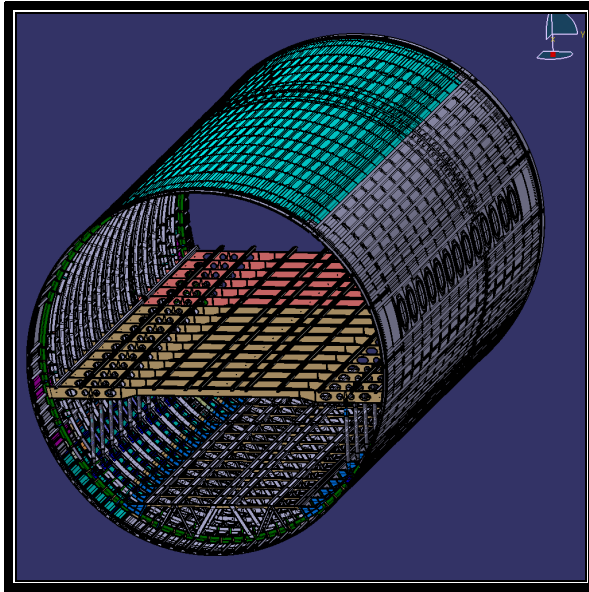


Figura.2: Fuselaje.

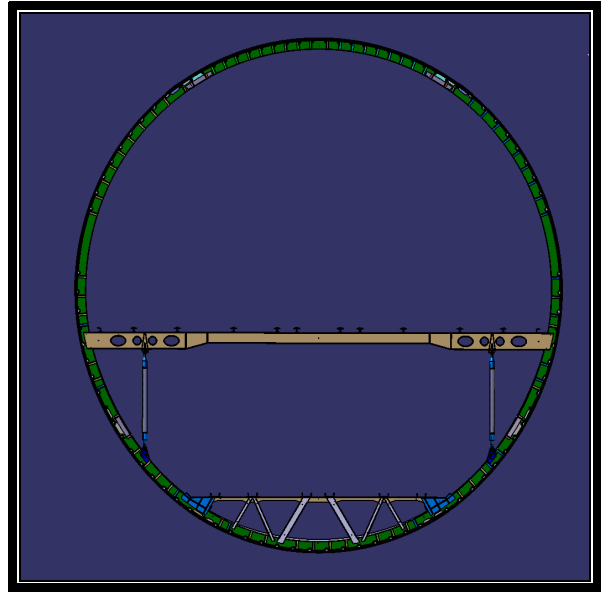


Figura.3: Cuadro.

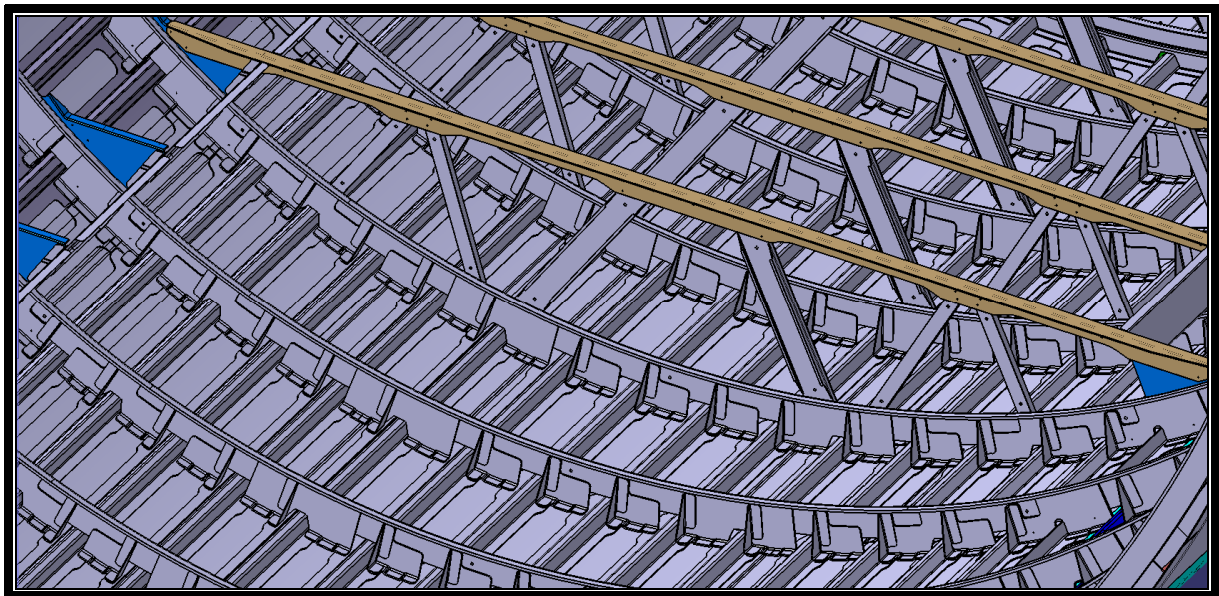


Figura.4: Clips.

Las zonas de estudio son 4 y en ellas vamos a intentar mejorar la solución que había previamente. Corresponden a:

1.- La unión entre los paneles inferiores centrales de delante y de detrás (figuras 5 y 6).

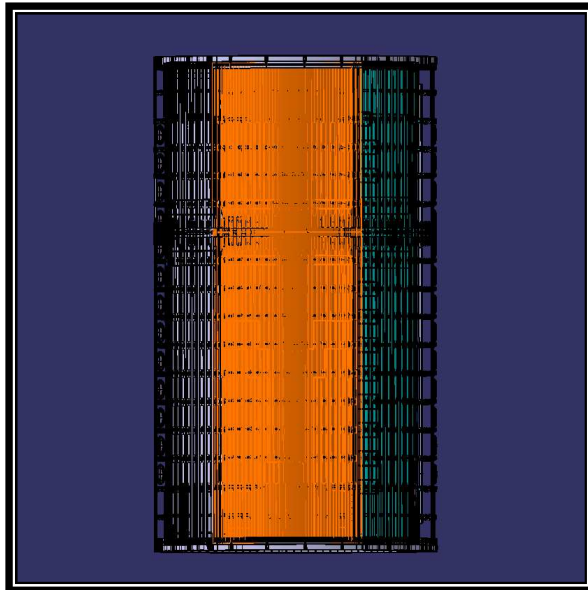


Figura.5: Vista exterior 1.

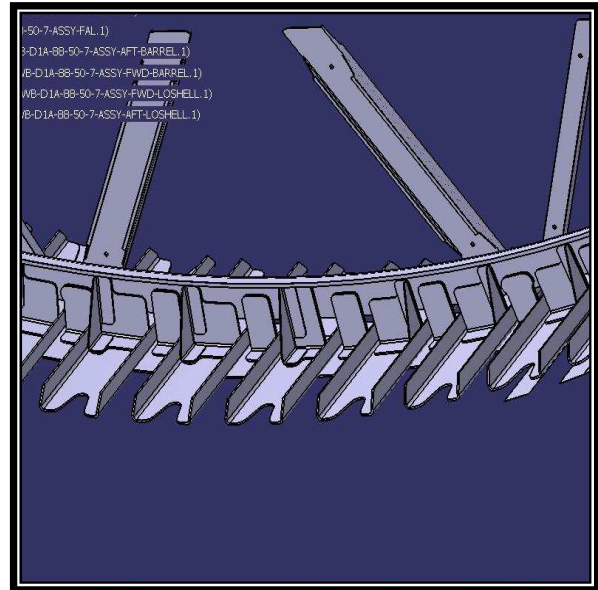


Figura.6: Vista detalle 1.

2.- La unión entre los paneles inferiores derechos de delante y de detrás (figuras 7 y 8).

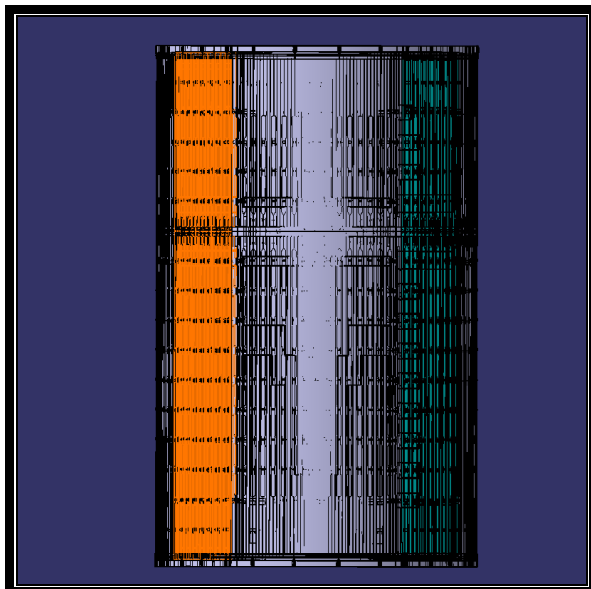


Figura.7: Vista exterior 2.

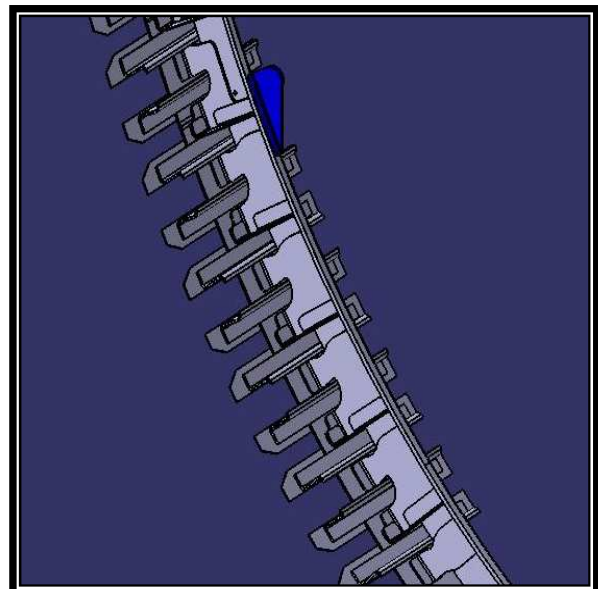


Figura.8: Vista detalle 2.

3.- La unión longitudinal entre los paneles inferiores derechos traseros (figuras 9 y 10).

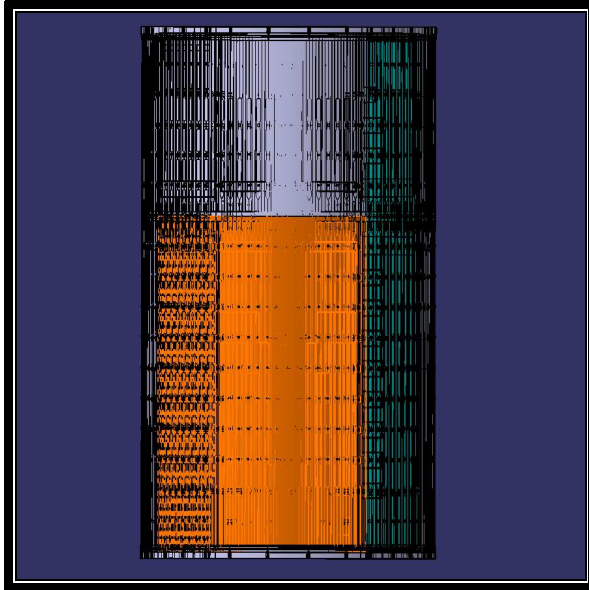


Figura.9: Vista exterior 3.

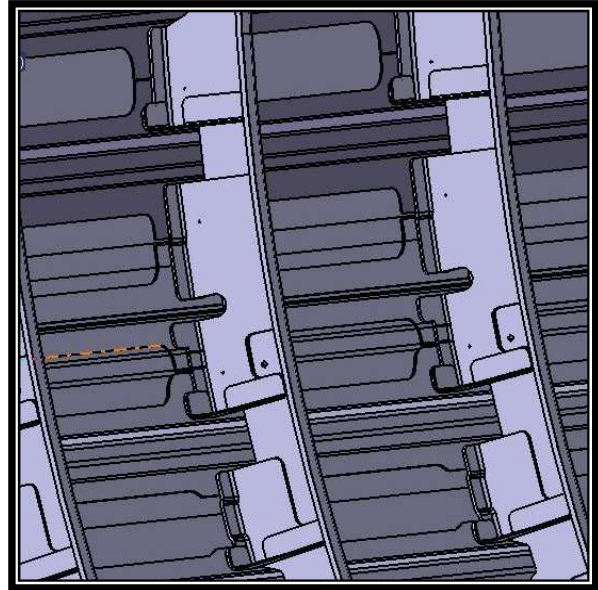


Figura.10: Vista detalle 3.

4.- Una zona general del fuselaje (figuras 11 y 12).

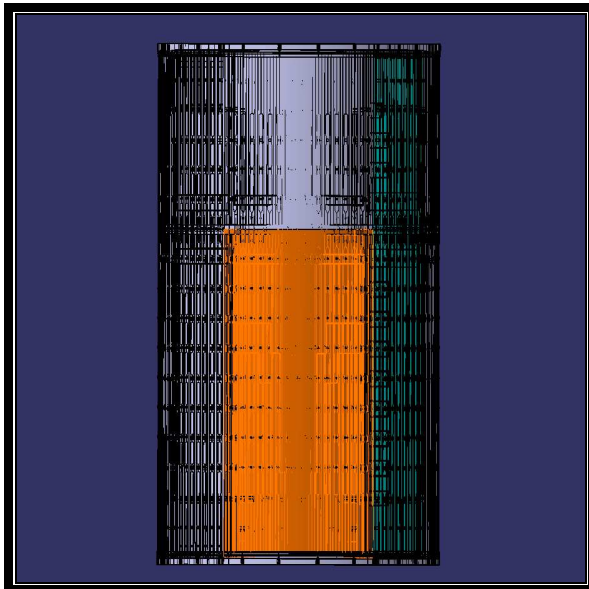


Figura.11: Vista exterior 4.

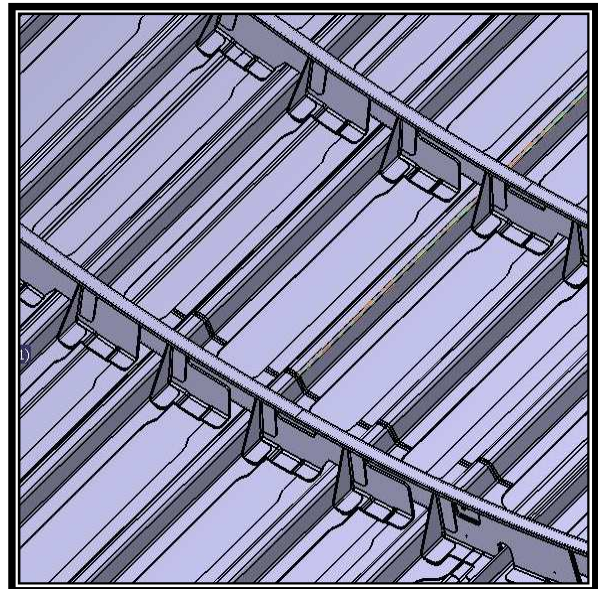


Figura.12: Vista detalle 4.

Me he centrado en la unión entre los paneles inferiores centrales de delante y de detrás (zona 1) aunque se ha desarrollado la idea en función de cómo se podría implantar en otras partes del avión (zonas 2, 3 y 4).

En cada una de las 4 zonas de trabajo el entorno inmediato (figura 13) consta de los siguientes elementos:

- Fuselaje (Peau): El fuselaje es la cara externa del avión y en su función está la de llevar en su interior, de forma confortable, la carga (personas y/o objetos). También se encarga de transferir las cargas desde y para las alas, la cola, el estabilizador horizontal, el tren de aterrizaje y los motores. La forma del fuselaje se estudia para reducir la resistencia aerodinámica.

Si además hablamos de fuselajes presurizados, se deben tener en cuenta las fuerzas axiales y radiales que se producen en el fuselaje debido a las fuerzas de presurización.

- Rigidizador (Raidisseur): Su función es hacer que el fuselaje sea mucho más rígido. Conforme aumenta el número de rigidizadores, las deformaciones en el fuselaje van siendo cada vez más débiles. Estos rigidizadores suelen ser en T o en Omega.

- Cuadro (Cadre): Es el encargado de absorber los esfuerzos del avión.

Estos elementos influyen directamente en la geometría y en las propiedades de las piezas que vamos a desarrollar ya que realizaremos la unión de todos estos elementos citados anteriormente. La base de este estudio consiste en la concepción y desarrollo de dos componentes que son:

- Clip: su función es la de asegurar la transferencia de las fuerzas del fuselaje del avión al cuadro.

- Estabilizador (Stabilisateur): Es el encargado de evitar que se produzca un efecto llamado dépliage o delaminación (en el clip) y de absorber los momentos debidos a las fuerzas axiales (en el cuadro).

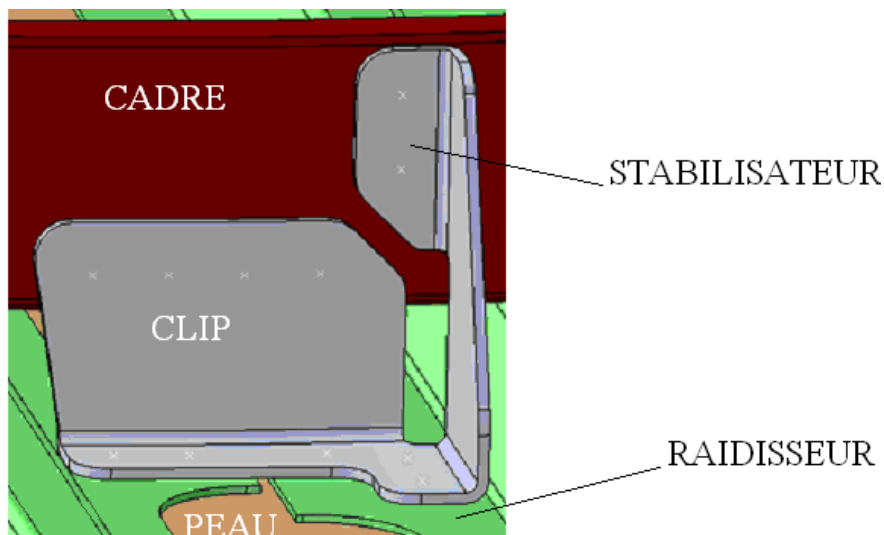


Figura.13: Clip y estabilizador en su entorno.

3 CONCEPCION

3.1 MATERIALES

Existen diversos materiales en los que podría estar hecha la unión, entre ellos están los materiales metálicos y los materiales composites muy utilizados, sobre todo estos últimos, en la aeronáutica debido a sus propiedades.

Analizando ambos por separado presentan una serie de ventajas y de desventajas.

3.1.1 Metales

Los materiales metálicos más utilizados en el sector de la aeronáutica son el aluminio y el titanio.

Puntos positivos:

- Funciones mecánicas: Trabaja mejor en delaminación que una solución en composite.
- A priori no hay ningún tipo de penalización en cuanto a la masa con respecto a clips hechos en composite.
- Conductividad eléctrica: Hay que unir entre si los clips de metal para asegurar una banda de conducción eléctrica.
- Costes y ciclos de fabricación muy inferiores a las soluciones composites.
- Las esquinas metálicas son más eficientes comparadas con los composites.

Puntos negativos:

- Corrosión de los clips de aluminio, pero:
 - 1.- Existen protecciones adaptadas a la forma del clip (capas de vidrio), para evitar la corrosión.
 - 2.- Este concepto existe únicamente en las zonas superiores y laterales de la sección del fuselaje.
- Es necesario unir mecánicamente los clips entre ellos para asegurar un buen contacto eléctrico, problema:
 - Deja la estructura de los clips conectados, formando un anillo, flexible en la dirección circunferencial para evitar problemas de fatiga. Pero esta solución es imposible para los cuadros que deben estar fuertemente cargados en la dirección circunferencial. Cada clip debe tener una flexibilidad para permitir absorber una deformación de 0.2mm a 0.034mm en sentido circunferencial para que no aparezcan problemas de fatiga relacionados con la temperatura.
- Pérdida de materia de hasta el 90% en el bruto de la pieza.
- Coste elevado en mano de obra y materia.

3.1.2 Materiales compuestos (Composites)

El material compuesto es un material en fase sólida formado por al menos dos constituyentes no miscibles. El material resistente llamado Refuerzo, cuyo papel es el de soportar las fuerzas mecánicas, está bañado en un material de unión llamado Matriz y cuyo

papel es el de la transmisión de los esfuerzos a través del Refuerzo (figura 14). Suele ser normalmente una resina termoplástica o termodúctil.

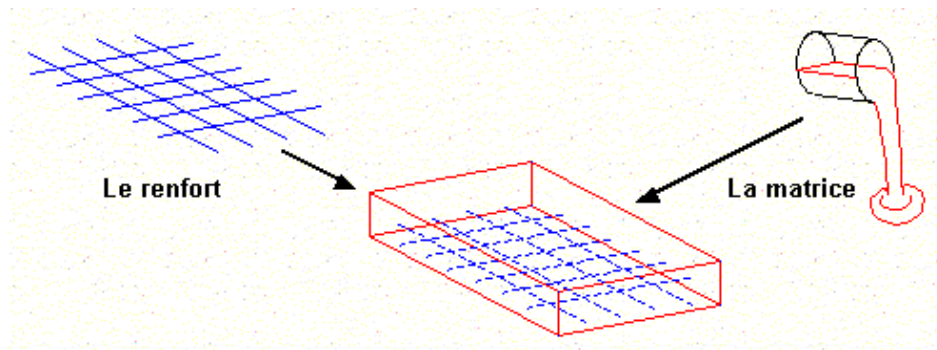


Figura.14: Estructura de los composites.

El material así constituido posee unas propiedades que los elementos constitutivos no poseen por sí solos.

Puntos positivos:

- Ligereza.
- Optimo para los requerimientos aerodinámicos (fatiga).
- Protección contra los rayos.
- Protección contra la corrosión.
- Geometría en general / requerimientos del sistema / espacio disponible. Libertad de formas.
- Limite al esfuerzo térmico.
- Reducción del mantenimiento.
- Aumento de la vida útil.
- Se dispone la materia de forma óptima (el material y la pieza se colocan simultáneamente).

Puntos negativos:

- Los materiales composites tienen malas propiedades de conducción de corriente:
- Suele ser necesario crear en los fuselajes composites, una red dedicada al retorno de las corrientes eléctricas (sistemas de puesta a tierra).
- Las piezas hechas en composite se fisuran de forma prematura en los radios de curvatura cuando hay fuerzas que generan delaminación:
La esquina en el doble es un punto débil en las estructuras en composite.
- Es más caro.
- El proceso de fabricación es más largo.
- Resistencia al impacto media comparada con los materiales metálicos.
- Aunque su resistencia al fuego es mayor que en las aleaciones ligeras, emite humos tóxicos según la matriz de que se trate al quemarse.
- Los materiales composites no plastifican, su límite elástico es el límite de ruptura.
- Si es necesario metalizar el cuadro composite debido a las exigencias eléctricas, se perderá rápidamente todo lo ganado de masa.

Los tipos de composites, tipos de matrices termoplásticas o termodúctiles y tipos de fibras pueden consultarse el Anexo 1.

3.1.3 Comparativa entre metales y composites.

Las propiedades de los metales y de los composites son distintas y es por ello que la elección de uno u otro dependerá del tipo de solicitaciones exigidas en nuestra pieza. El material que se utilizará para la unión será un material compuesto ya que presenta muchas ventajas con respecto a los metales como se verá a continuación (aunque también tienen algunos inconvenientes como se ha visto anteriormente).

En general los composites presentan una muy buena resistencia a pesar de tener una baja densidad, lo que permite aguantar los esfuerzos requeridos sin mucha penalización de peso. Es por ello que la relación resistencia/densidad es muy buena en los composites en comparación con los metales (figura 15).

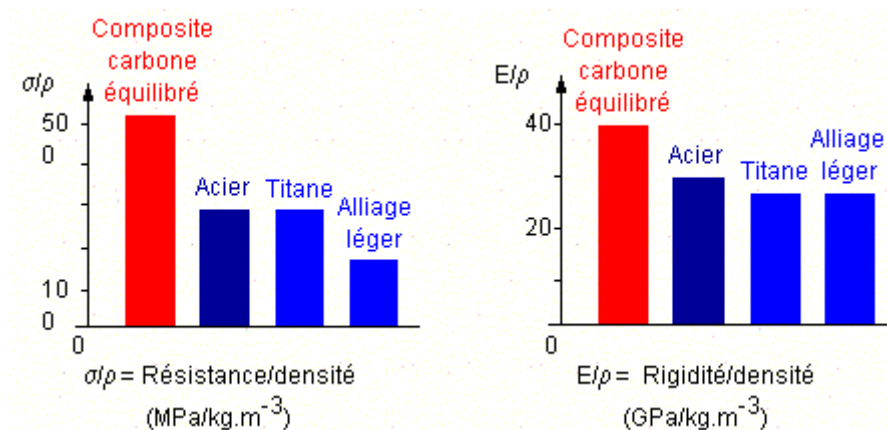


Figura.15: Resistencia y rigidez en función de la densidad.

Los materiales compuestos que no presentan ningún tipo de perforación en las capas presentan una muy buena resistencia a tracción, comparable a la del aluminio, y una mejor resistencia a fatiga (lo que le hace ser un material ideal para la aeronáutica ya que es un factor importante en este campo de la ciencia). Pero hay que tener en cuenta que las perforaciones reducen considerablemente la resistencia del composite tanto a tracción como a fatiga, mientras que al metal esa misma perforación solo le afecta a fatiga (figura 16).

	Plaque lisse		Plaque percée	
	Résistance en traction (MPa)	Tenue en fatigue (10 ⁷ cycles) (MPa)	Résistance en traction (MPa)	Tenue en fatigue (10 ⁷ cycles) (MPa)
Matériau composite quasi-isotrope à fibres de carbone	≈ 450	≈ 400	≈ 250	≈ 200
Alliage d'aluminium	≈ 450	≈ 170	≈ 450	≈ 90

Figura 16: Comparativa de la resistencia entre metales y composites.

Comparados con los materiales metálicos los composites presentan poca densidad y poca dilatación térmica resultando considerable la reducción del peso en zonas poco cargadas y presentando una muy buena cualidad a los cambios de temperatura (figura 17). Este es un

aspecto importante ya que un avión está sometido a las condiciones climatológicas durante el vuelo y éstas pueden variar mucho según la situación geográfica o la altitud.

	Acier	Titane	Aluminium	Composites	
				Carbone	Verre
Densité (g.cm⁻³)	7,8	4,5	2,8	1,60	2,1
Coef. de dilatation thermique à 20°C (°C⁻¹)	1,3.10⁻⁵	0,8.10⁻⁵	2,2.10⁻⁵	0,02.10⁻⁵	0,3.10⁻⁵

Figura 17: Comparativa de la densidad y dilatación térmica entre metales y composites.

Las propiedades de los composites varían según el número de capas totales de la pieza y el porcentaje de capas en cada dirección lo que indica si existe una orientación predominante. Es por ello que se pueden obtener muy diferentes valores para el módulo de Young. Esto resulta muy interesante en aquellas zonas cargadas fuertemente en una orientación. Por ejemplo:

Quasi-iso 6/6/6/6 (HR NCF RTM6):

$E_x = E_y = 48000 \text{ MPa}$

Fuertemente orientado 6/2/2/2 (HR NCF RTM6):

$E_x = 74740 \text{ MPa}$; $E_y = 35160 \text{ MPa}$

Las fibras más usadas por sus propiedades son las fibras de carbono y serán éstas las que constituyan el clip y el estabilizador presentados en este proyecto por lo que utilizaré un material compuesto para realizar la unión. Son filamentos acrílicos de Tergal o de rayón (fibra celulósica manufacturada y regenerada) obtenidos a partir de la destilación de la hulla o del petróleo. Algunas de sus características son:

- Oxidación al calor (300°C) tras calentar a 1500°C en una atmósfera de nitrógeno.
- Filamentos negros y brillantes al ser extruídos para obtener un alto módulo de elasticidad.

Por todos estos puntos positivos de los composites y al ser posible realizar la pieza mediante uno de los diferentes procesos de fabricación que se mostrarán más adelante he optado por hacer la pieza con este tipo de material.

3.2 CONDICIONANTES GEOMÉTRICOS DEBIDOS AL ENTORNO

Lo ideal sería que el mismo sistema de clip + estabilizador pudiese utilizarse en todas las zonas de trabajo o a lo sumo con pequeños cambios que no modifiquen la idea principal. Entre las 4 partes tenemos muchas restricciones geométricas en cuanto al entorno, como son las siguientes.

3.2.1 Diferencia de alturas

Los diferentes problemas a solventar son la diferencia de alturas entre unos lugares de la zona y otros. Esto se puede deber tanto a la presencia de otros cuerpos (figura 18) como a que el cuadro pueda estar más alto o más bajo con respecto al fuselaje del avión.

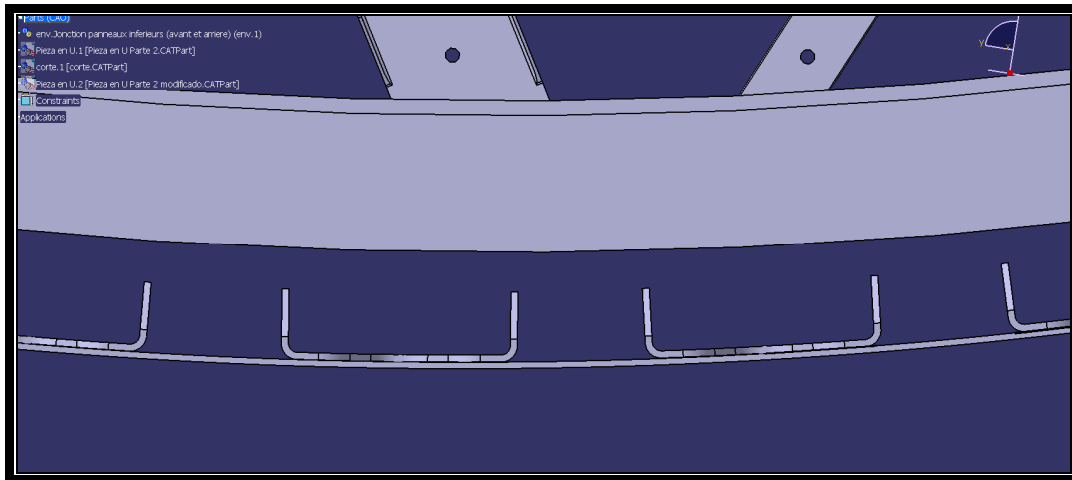


Figura 18: Diferencia de alturas por otras piezas.

3.2.2 Distancia entre el clip y el rigidizador

Esta distancia depende de dos aspectos a tener en cuenta, uno de ellos es el agua que puede haber procedente de la condensación (al disminuir la temperatura durante el vuelo) y otro la tolerancia necesaria ante posibles fallos de montaje (figura 19).

La propia condensación al descender la temperatura, hace que se forme agua líquida y por tanto es necesario que exista un camino para que el agua vaya hacia la parte trasera del avión y no oxide las piezas que pueden resultar más delicadas. Es por ello que es necesario dejar el espacio suficiente para que el agua pueda fluir con cierta facilidad entre el clip y el raidisseur.

El otro aspecto es la tolerancia de montaje ya que durante el proceso de montaje puede ocurrir que las caras laterales del clip y del raidisseur no sean paralelas y en el caso de que no existiese esta tolerancia podría montarse una pieza sobre la otra rompiendo alguna de las dos piezas o quedando mal ensamblado.

Normalmente con una distancia superior a 3mm es suficiente para lograr un buen drenaje.

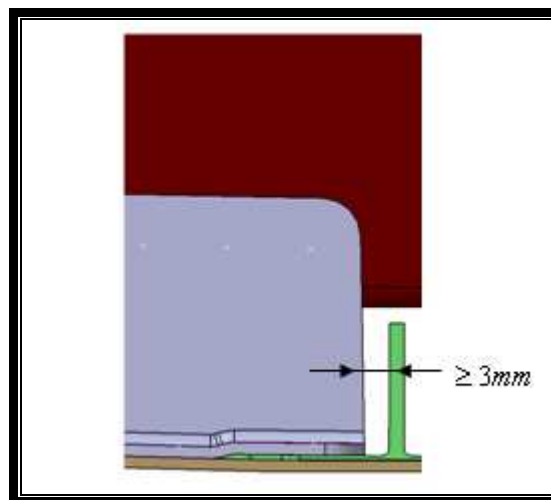


Figura 19: Distancia rigidizador - borde del clip

3.2.3 Estabilización del cuadro

La estabilización del cuadro introduce cargas perpendiculares en el fuselaje del avión, y es por ello que la estabilización debe realizarse lo más cerca posible del rigidizador (que sería el elemento fijo tomado como referencia) para reducir al mínimo el pandeo que se produce en el fuselaje debido al momento que se crea con respecto al rigidizador (figura 20).

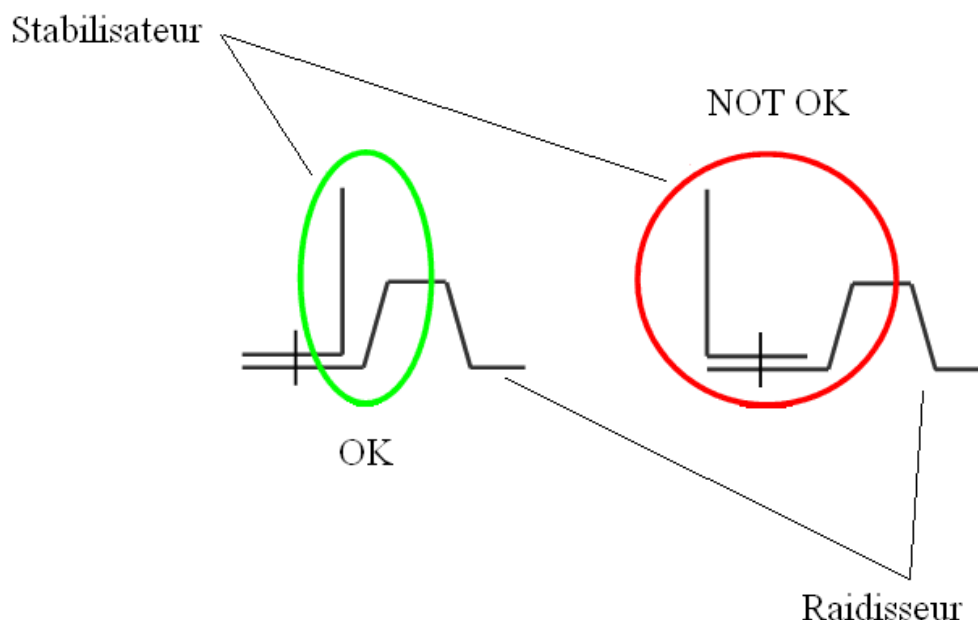


Figura 20: Colocación del estabilizador respecto al rigidizador.

A su vez la fijación más alta deberá estar lo más arriba posible con respecto al cuadro para lograr una mayor eficiencia (al ser mayor el momento capaz de absorber). Es importante tener al menos dos fijaciones para estabilizar el cuadro al estabilizador ya que de lo contrario una sola fijación estaría demasiado cargada debido al momento producido por el propio cuadro.

Lo mismo ocurre con la unión entre el estabilizador y el fuselaje, en la que son necesarias también dos fijaciones por lo menos (figura 21).

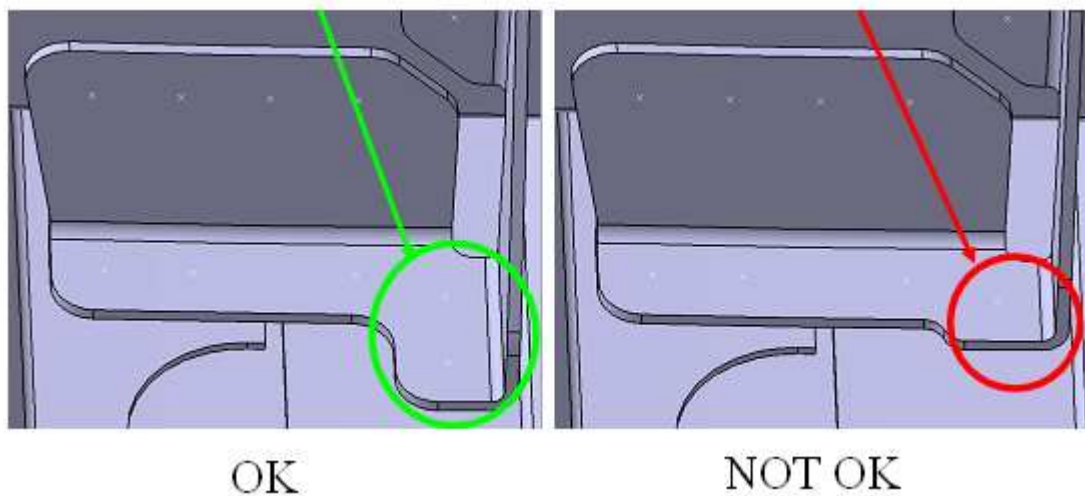


Figura 21: Base estabilizador.

La función del estabilizador es la de soportar las fuerzas transmitidas por el cuadro en la dirección de la flecha (figura 22), que son las fuerzas axiales en la dirección longitudinal del avión.

Es por ello que no debe haber ningún tipo de fijación con el rigidizador (ni en omega ni en T), para evitar que se desprendan las capas de composite de éste (figura 23).

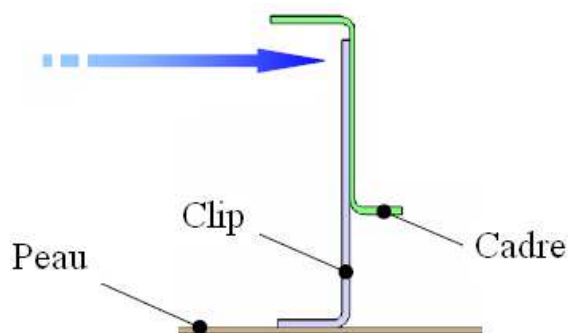


Figura 22: Fuerza axial cuadro.

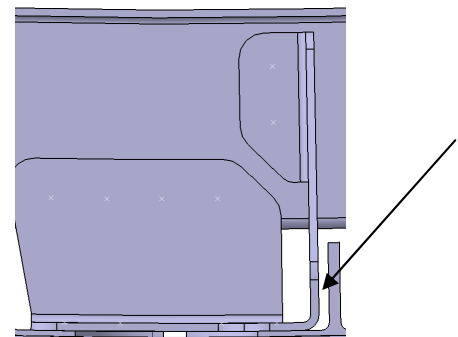


Figura 23: Colocación del estabilizador.

3.2.4 Requisitos de tamaño debidos a las fuerzas

Desde un punto de vista estructural, los clips tienen básicamente dos funciones:

- Asegurar la unión entre el cuadro flotante y el fuselaje para la transmisión de esfuerzos.
- Estabilizar el propio cuadro.

Los clips están directamente fijados al rigidizador, al estabilizador y al cuadro y transfieren las cargas entre el fuselaje y el cuadro. Los clips están sometidos a tres tipos de fuerzas:

- Tensión (compresión) directamente ligada a la presurización (despresurización) del fuselaje.

- Cizalladura debida a la torsión del fuselaje y a que el cuadro se dobla debido a la fuerza en la dirección longitudinal del avión.
- La torsión del cuadro produce cargas en la dirección transversal del avión.

3.2.5 Simplificación

Es posible hacer una pequeña simplificación en el diseño de la pieza que consiste en hacer plana, y no curva, la base de la pieza. Esto ayuda en el proceso de diseño de la pieza en Catia siempre y cuando se cumpla que la distancia que se produce entre la base del clip y el fuselaje del avión sea menor que un determinado valor de tolerancia de calce (figura 24).

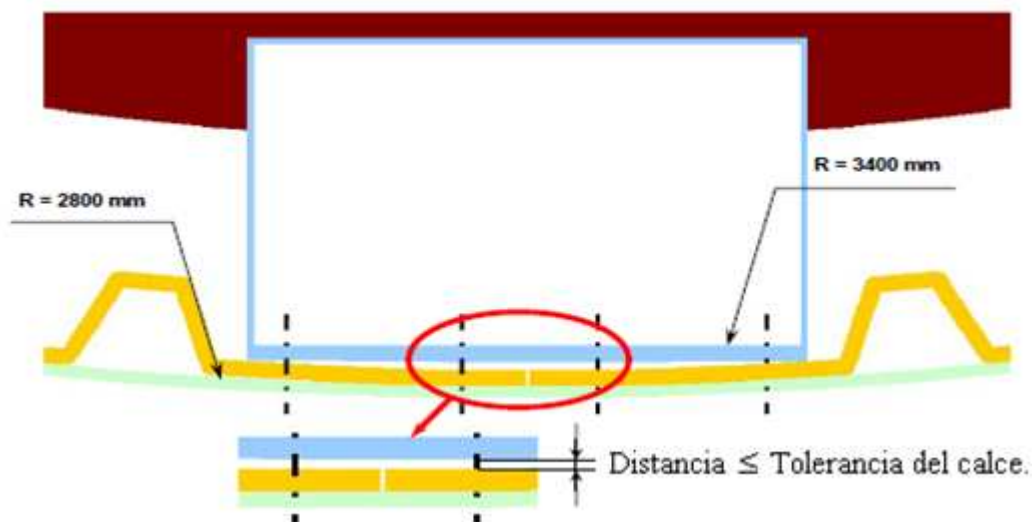


Figura 24: Distancia base clip - rigidizador.

En nuestro caso esta simplificación es posible ya que la diferencia máxima entre la base y el rigidizador sobre el que va apoyada ésta es menor de 0.2mm. A lo sumo podría hacer falta un sellador en la interfase entre las dos zonas pero eso dependerá de cada caso y tras realizar un estudio previo, pero con una distancia inferior a 0.2mm esto no es necesario realizar. Como puede verse más adelante en el apartado de Desarrollo de la pieza en Catia, hemos hecho un pequeño estudio por separado en función de los procesos de fabricación seguidos.

3.3 CONDICIONANTES GEOMÉTRICOS DEBIDOS AL MATERIAL

A los condicionantes geométricos debidos al entorno hay que sumar una serie de condiciones geométricas debidas al propio material elegido, en nuestro caso un material compuesto.

3.3.1 Tolerancias según el proceso de fabricación

Existen muy diferentes procesos de fabricación de un material composite y elegiremos uno u otro en función de las características del material deseado o de su geometría. Para la

realización de la pieza presentada en este proyecto se va a optar por unos procesos de fabricación que pueden ser el preimpregnado o un proceso LRI.

La tolerancia necesaria para cada proceso es:

- Preimpregnado : Espesor $< 10\text{mm}$ supone un $\pm 8\%$
 $10\text{mm} < \text{Espesor} < 25\text{mm}$ supone un $\pm 6\%$
- LRI : Espesor $< 6\text{mm}$ supone un $- 10\%$ hasta un $+15\%$
 Espesor $> 6\text{mm}$ supone -6mm hasta $+1\text{mm}$.

Yo he tomado una tolerancia estándar para ambos procesos de 1mm que permite simplificar algo más los cálculos.

3.3.2 Pendiente en las zonas de transición

La zona de transición es el área en la cual se produce una pendiente en la pieza debida a la diferencia en el número de capas entre una zona y otra, lo que se traduce en una diferencia de grosor en diferentes partes de la pieza.

La pendiente máxima que puede existir depende de las capacidades mecánicas del material y de las propias condiciones de la máquina que va a realizar la pieza. Dicho valor de la pendiente resulta orientativo ya que luego debe realizarse un cálculo de las fuerzas que va a soportar la pieza y ver si esta pendiente es válida o no.

Pendiente en la dirección principal de los esfuerzos: 1:20 o 2.86°

Pendiente en cualquier otra dirección o proceso de fabricación preimpregnado: 1:10 o 5.71°

En procesos de fabricación preimpregnado (según cada caso) o LRI: 1:5 o 11.31°

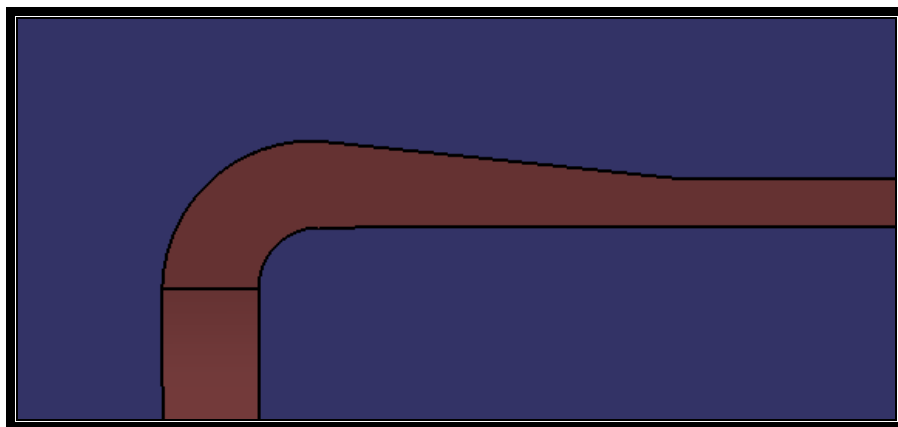


Figura 25: Pérdida de capas de composite.

Quedando la secuencia de apilamiento de la siguiente forma (ejemplo, figura 26).

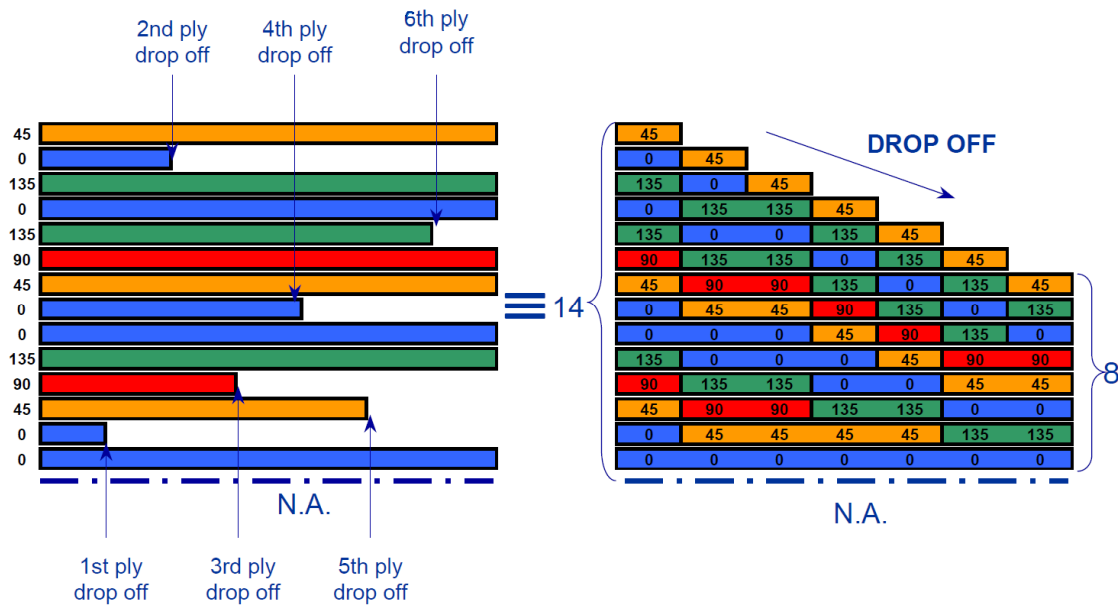


Figura 26: Secuencia de apilamiento.

Puede darse el caso de que la pérdida de capas se produzca en un doble de la pieza (figura 27). Cuando esto ocurre (como es en mi caso) hay que tener en cuenta algunas normas:

- Debe haber al menos dos capas enteras de composite envolviendo a las capas que han sido cortadas (con una capa bidireccional también vale).
- La norma general indica que cada 4 capas cortadas debe haber al menos una capa entera envolviendo a esas 4.
- Los cortes de las capas deben estar situados en la zona del radio que esté menos cargada por fuerzas que puedan provocar delaminación del material.
- Es preferible que haya una distancia más o menos constante entre todos los cortes de capas.

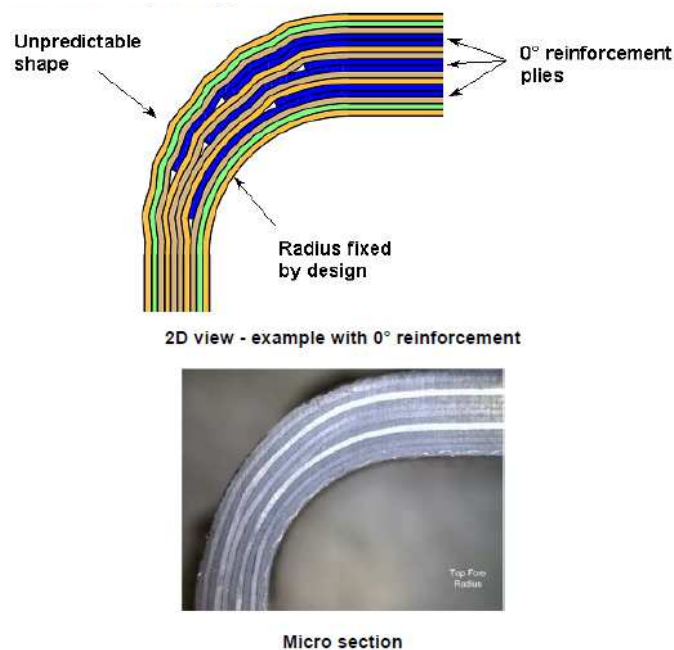


Figura 27: Pérdida de capas en un doble.

3.3.3 Diámetro y distancia entre fijaciones

Para determinar el diámetro de la pieza se ha optado por elegir el tamaño de las fijaciones que existía anteriormente ya que en principio este proyecto consiste en el diseño de una nueva forma de realizar la unión entre el cuadro y el fuselaje del avión sin incluir el cálculo de las fuerzas que va a soportar la pieza. Es por ello que se ha tomado una fijación de 4.8mm de diámetro como la que ya había. Además se cumple la norma impuesta para fuerzas en cizalladura de que el espesor de la pieza sea menor que 3ϕ para cizalladura simple en el sentido de las fuerzas principales (figura 28).

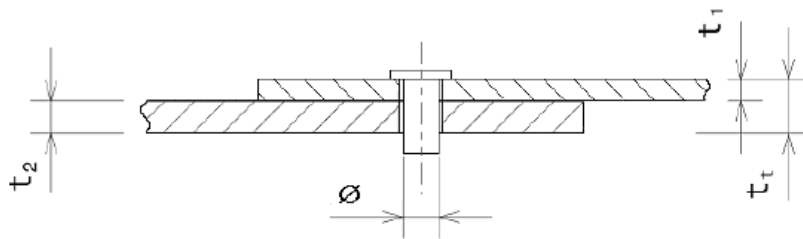


Figura 28: Cizalladura simple en el sentido de las fuerzas principales.

Para los materiales composites debe haber una distancia mínima de seguridad entre las fijaciones que debe estar entre $4.5\phi < T < 6\phi$ ya que una distancia menor que 4.5ϕ tendría demasiadas fibras cortadas y una distancia mayor que 6ϕ presentaría el riesgo de que la pieza se termine deformando.

Como el diámetro escogido es de 4.8mm la distancia entre las fijaciones debe estar entre 21.6mm y 28.8mm

3.3.4 Distancia de la fijación al borde de la pieza

Al ser el material empleado un material composite, las normas establecen que la distancia desde el centro de la fijación hasta el borde de la pieza sea: $D = 2,5\phi + \text{Tolerancia}$ (siendo este valor de 1mm). Siempre que no estemos en la misma dirección que la de la fuerza principal ya que en ese caso la distancia D debería ser: $D = 3\phi + \text{Tolerancia}$ (siendo este valor de 1mm).

En nuestro caso el diámetro es de 4.8mm ya que queremos conservar el tamaño de las fijaciones que había anteriormente por lo que la distancia al borde será de 13mm (sentido distinto a la de la fuerza principal) o de 15.4mm (sentido distinto al de la fuerza principal) teniendo en cuenta un cierto margen de tolerancia.

3.3.5 Distancia del centro de la fijación a un radio de curvatura

La distancia mínima que debe existir entre ambos depende del diámetro de la fijación según la tabla expuesta a continuación (figura 29).

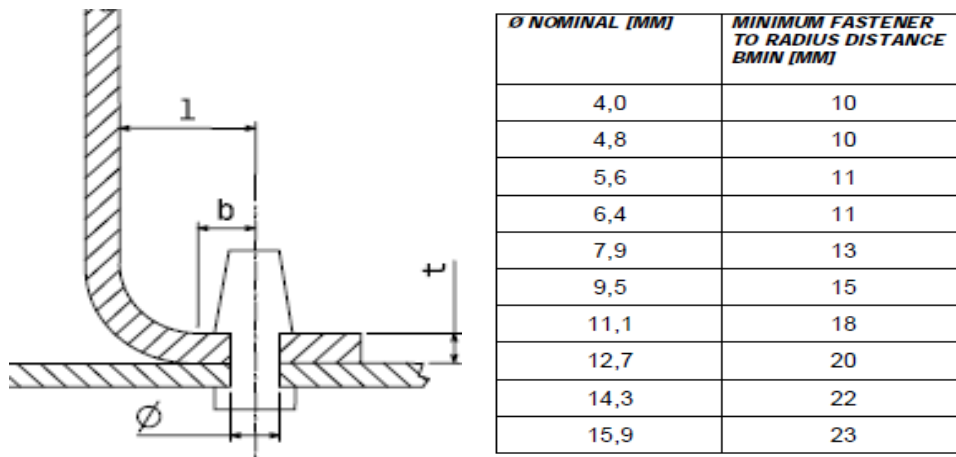


Figura 29: Distancia fijación - doble

Es por ello que la distancia mínima entre el centro de la fijación y el radio de curvatura debe ser de al menos 10mm. Esta medida es orientativa y depende a su vez de la simulación de fuerzas a que va a ser sometida la pieza, del tipo de fijación, del utillaje, y de la distancia entre el fin del radio de curvatura y el inicio de la cabeza de la fijación, ya que debe haber siempre un margen de tolerancia.

3.3.6 Formas a evitar

Existe además una serie de geometrías como las esquinas interiores que es conveniente evitar ya que al tratarse de un material formado por láminas, éstas se arrugarían en esas esquinas quedando una zona muy debilitada y propensa a la delaminación (en rojo, figura 30).

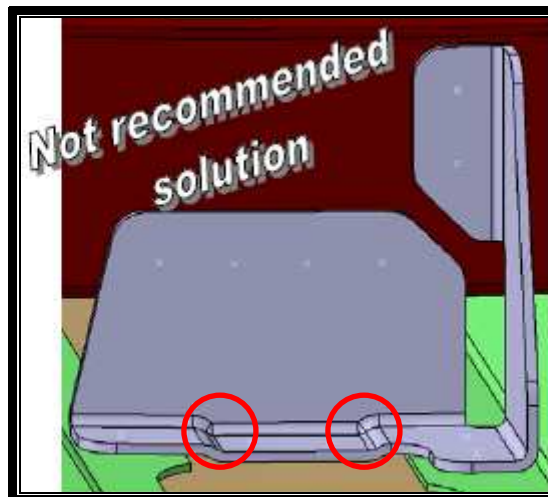


Figura 30: Arrugas en esquinas interiores.

3.4 FUERZAS, DELAMINACIÓN Y SECUENCIA DE APILAMIENTO

Como se ha dicho anteriormente los esfuerzos a los que se ven sometidos los clips pueden ser muy variados. Existe una fuerza vertical y una fuerza transversal horizontal realizada sobre el clip. Y a su vez un momento en la dirección longitudinal del avión. Pero la distribución de esta carga no es uniforme entre las fijaciones y una gran concentración de carga se produce en las propias fijaciones y en los bordes de la pieza, por lo que hay que tener esto en cuenta a la hora de diseñar la pieza.

Un ejemplo aproximado de la distribución de las cargas es el mostrado en la figura 31. Esta distribución no es la real ya que depende de muchos parámetros como la geometría de la pieza, el material utilizado, y los grosores empleados (fuselaje, rigidizador y clip).

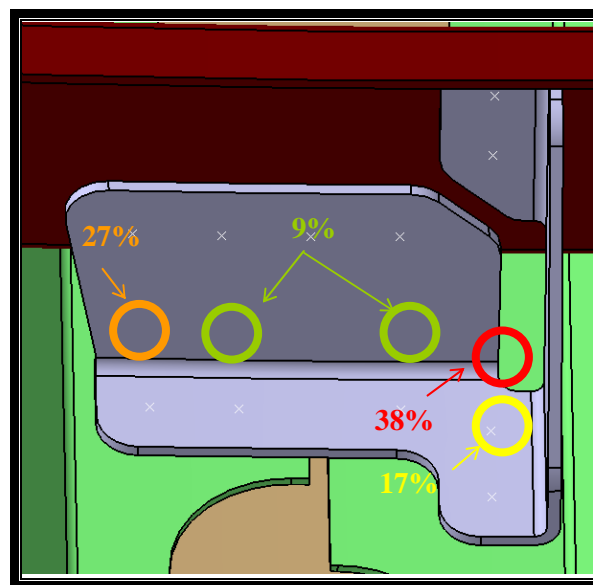


Figura 31: Distribución de cargas

Para evitar la delaminación en la zona de las fijaciones, la última fijación del clip debe estar colocada en el pie del rigidizador (zona cargada al 17% en la figura 31). Esta fijación tiene también la función de detener la delaminación del rigidizador fijando el rigidizador al fuselaje. La delaminación no se soluciona simplemente con esto ya que existen determinadas zonas como las zonas dobladas de la pieza en la que se puede producir también este proceso de separación de las capas de composite.

Es por ello que debe haber una buena transmisión de esfuerzos por todo el clip para que no se produzca en el clip o en el estabilizador un efecto de delaminación. Es el clip quién evita que se produzca la delaminación en el estabilizador debido a las fuerzas horizontales y es el estabilizador el que evita que se produzca delaminación debido a la fuerza en el sentido longitudinal del avión. Así se evita que haya inestabilidad en la pieza que afecte a sus propiedades mecánicas, por lo que será algo a tener en cuenta a la hora de diseñar la pieza.

La tensión en los clips genera, en función del tamaño de la pieza y de las cargas, delaminación en los dobles de la pieza y en las zonas perforadas para las fijaciones (figura 32).

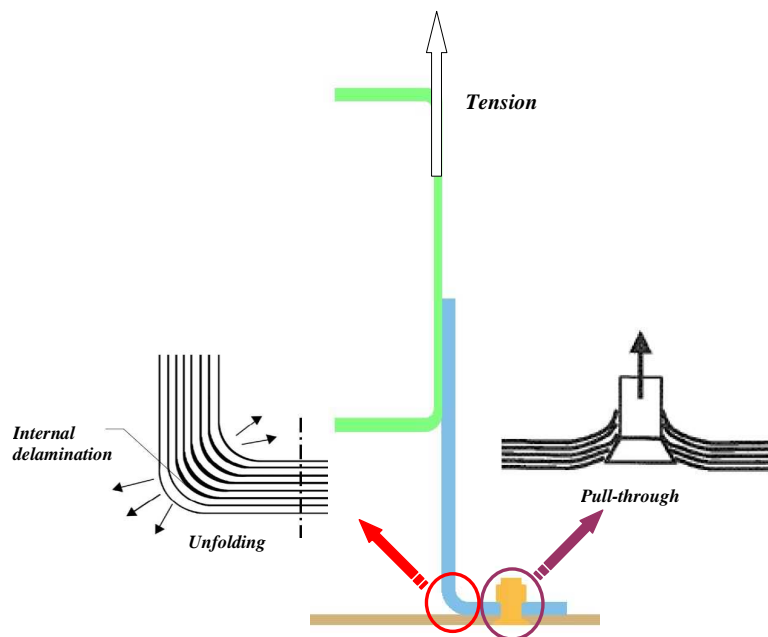


Figura 32: Delaminación

Además existe otro efecto a tener en cuenta ya que toda placa sometida a una carga de compresión con o sin cizalladura es susceptible de que se formen ampollas en el material.

Los parámetros que influyen en la carga límite antes de que se forme la ampolla son las siguientes:

- Geometría: dimensiones de la pieza
- Radio de curvatura
- Características de los materiales
- Secuencia de apilamiento
- Condiciones límites
- Dirección de la carga dominante.

En el caso de los paneles rigidizados, la inestabilidad en forma de ampolla puede aparecer sobre la piel o sobre las placas rectas que constituyen los rigidizadores. Es por ello que la secuencia de apilamiento es tan importante, ya que influye en la aparición de la delaminación y en la formación de ampollas.

Existen una serie de reglas que es necesario conocer para determinar el orden de colocación de las capas de composite. Son orientativas y podría darse el caso de que no se pudiesen cumplir todas ellas pero hay que seguirlas en la medida de lo posible. Estas reglas están descritas en el Anexo 2.

3.5 PRIMERAS IDEAS

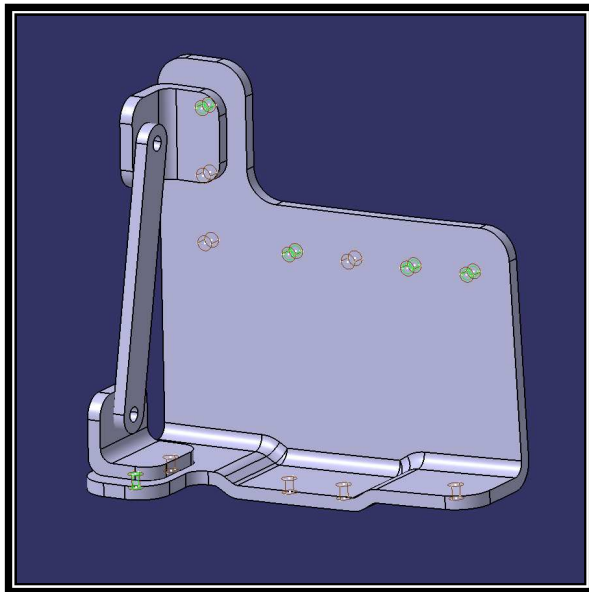
La idea era solventar el problema de una forma diferente a lo realizado anteriormente y teniendo en cuenta siempre aspectos como del entorno, el proceso de fabricación que seguiría la pieza, el ensamblaje y ciertos aspectos que podrían influir en el coste como el número de piezas totales, número de piezas diferentes, universalidad, etc.

Las posibles formas de solventar el problema que se consideraron fueron las siguientes:

- A. Estabilizador en forma de biela y aprovechar el clip inicial.
- B. Aplicar la idea de cerchas al estabilizador y al clip.
- C. Modificar el estabilizador y el clip de forma que no se dependa en gran medida de la base que establece el entorno de la pieza (opción finalmente elegida).

Las ideas obtenidas están recogidas a continuación, con los pros y los contras de cada una de las opciones:

A. Biela



Ventajas:

- Es muy sencillo hacer un perfil en U con materiales composites.
- La diagonal trabaja a tracción.
- La biela sufre esfuerzos en una sola dirección lo que permite que las fibras sean unidireccionales.

Desventajas:

- Puede no ser suficiente para todos los esfuerzos requeridos.
- Muchas piezas.
- Difícil de hacer el clip (esquinas interiores).
- Difícil de ensamblar y de fabricar

Figura33: Biela

B. Cercha

Ventajas:

- Las piezas son muy fáciles de hacer.
- Todos los perfiles trabajan en una sola dirección (tracción o compresión), con lo que se facilita el apilamiento y los composites trabajan mejor de esa forma.
- Muy poca masa.

Desventajas:

- Muchas piezas y fijaciones.
- Debilidad ante esfuerzos transversales.
- Problemas en el ensamblaje al haber demasiadas caras superpuestas (hasta tres) con lo que hay problemas en las uniones.

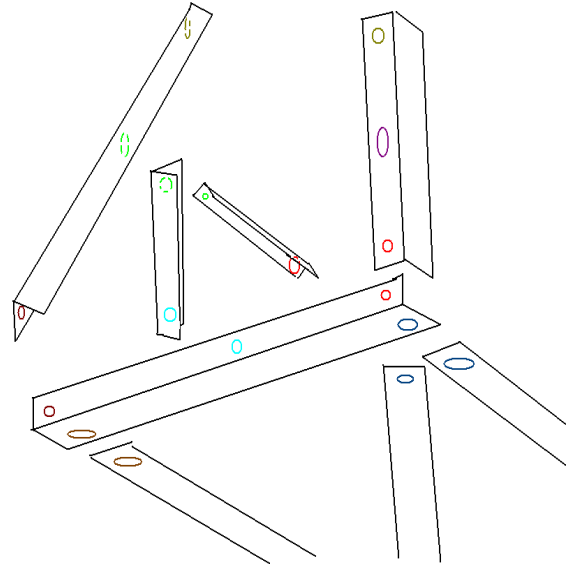
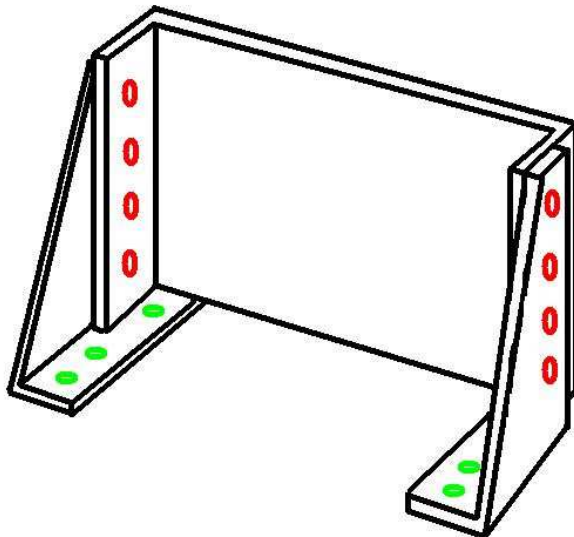


Figura 34: Cercha

C. Base independiente



Ventajas:

- Permite que la base tenga formas muy distintas e incluso a diferentes alturas (ajustando la altura del estabilizador).
- Permite tener cosas entre los dos rigidizadores que no afectan a la estructura del clip.
- No hay muchas piezas y son sencillas de fabricar.

Desventajas:

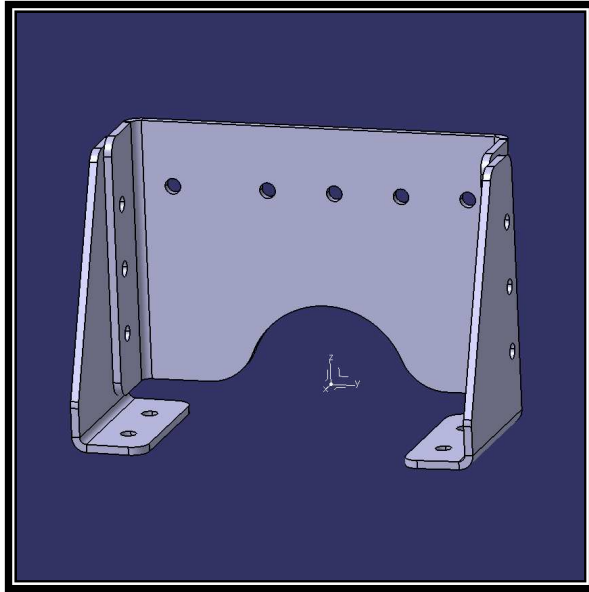
- Frágil ante fuerzas transversales.

Figura 35: Base independiente

3.6 DESARROLLO DE LA OPCIÓN C EN CATIA V5 (APLICACIÓN A LA ZONA 1)

He hecho la opción de la base independiente (C) y la he ido desarrollando como se ve a continuación en las fotografías.

Idea inicial:



Pros: -Reducido tamaño de la pieza.
-Posibilidad de disminuir la masa de la pieza en función de las solicitaciones requeridas.
-Simpleza a la hora de unir las partes.
-Simpleza al fabricar cada una de las partes.

Contras: -Débil ante esfuerzos transversales.
-La línea de fijación vertical

no

asegura una correcta sujeción al cuadro.

Figura 36: Idea 1.

Idea intermedia:

Pros: -Trabaja mejor ante esfuerzos transversales.
-Se asegura mejor la unión cadre-clip al no tener todas las fijaciones en la misma línea.

Contras: -Gran aumento de la masa debido al añadido de la parte superior izquierda (estabilizador) y a la eliminación del agujero central.

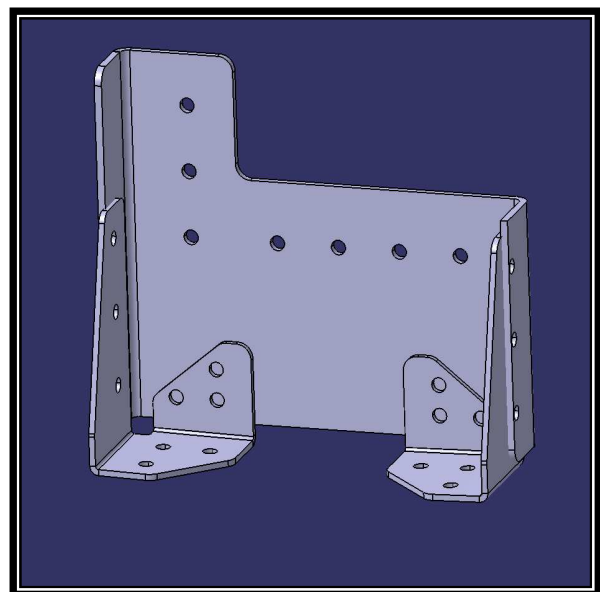
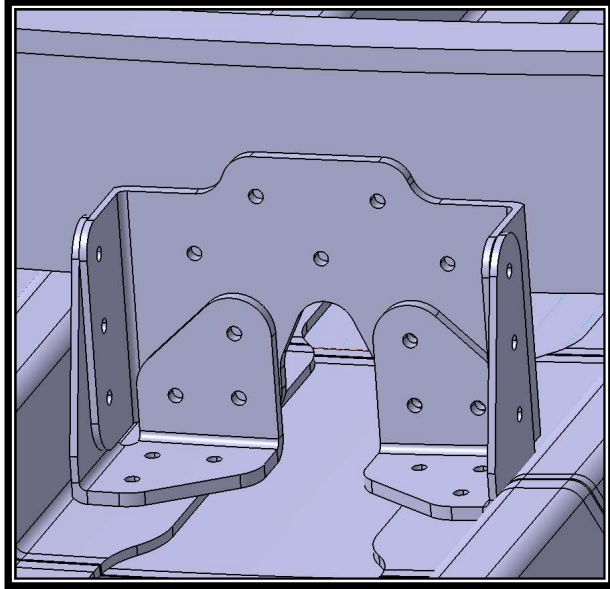


Figura 37: Idea 2.

Idea final:



Pros: -Zona más alta en el medio para tener dos filas de tornillos.
-Al no producirse un estrechamiento significativo en el medio gracias al aumento de masa por arriba las fuerzas se transmiten mejor y no hay peligro de ruptura.
-Las fijaciones en triángulo al clip impiden la delaminación del estabilizador ante esfuerzos transversales.

Contras:-Los estabilizadores son más difíciles de fabricar.

Figura 38: Idea 3.

Esta es una pre-pieza de la zona 1 (es sólo un sólido sin las características del material y no la pieza hecha en composite).

3.7 APLICACIÓN DE LA IDEA AL RESTO DE ZONAS (2, 3, 4)

El resto de zonas tiene unos condicionantes geométricos debidos a los entornos completamente diferentes a los que había en la zona 1. Es por ello que hay que cambiar la geometría de la pieza en cada una de las otras 3 zonas a trabajar.

El estudio detallado comprende únicamente la primera de las zonas pero voy a realizar una estimación al resto de zonas para saber como quedarían y si la solución aportada podría ser interesante o no.

Aplicando la idea a las otras áreas a trabajar quedarían:

ZONA 2

Existen tres posibles opciones:

Opción 1: Permite tener una disposición simétrica aunque hay que añadir más piezas diferentes.

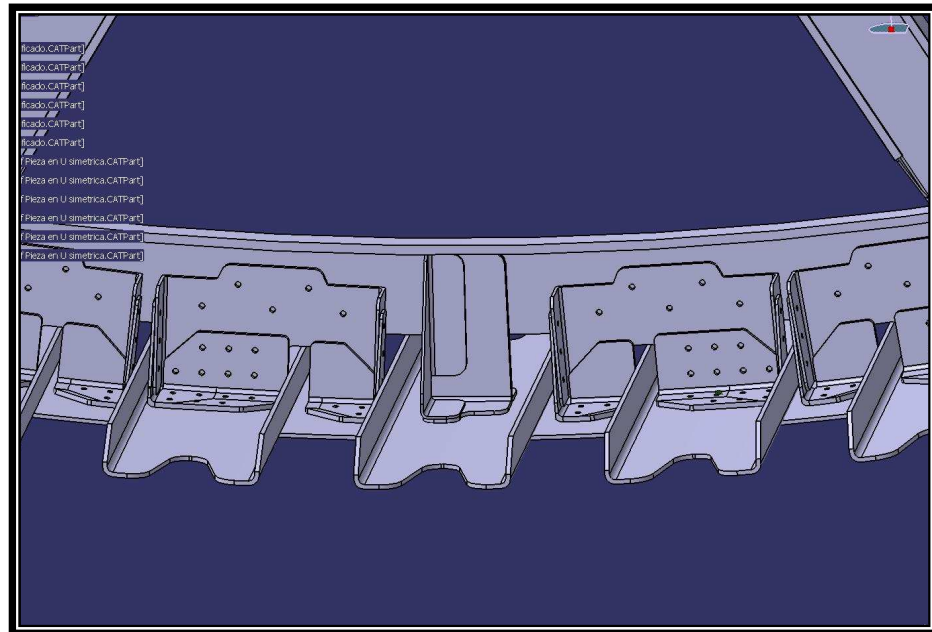


Figura 39: Zona 2 opción 1.

Opción 2: La disposición deja de ser simétrica pero el número de piezas diferentes es menor.

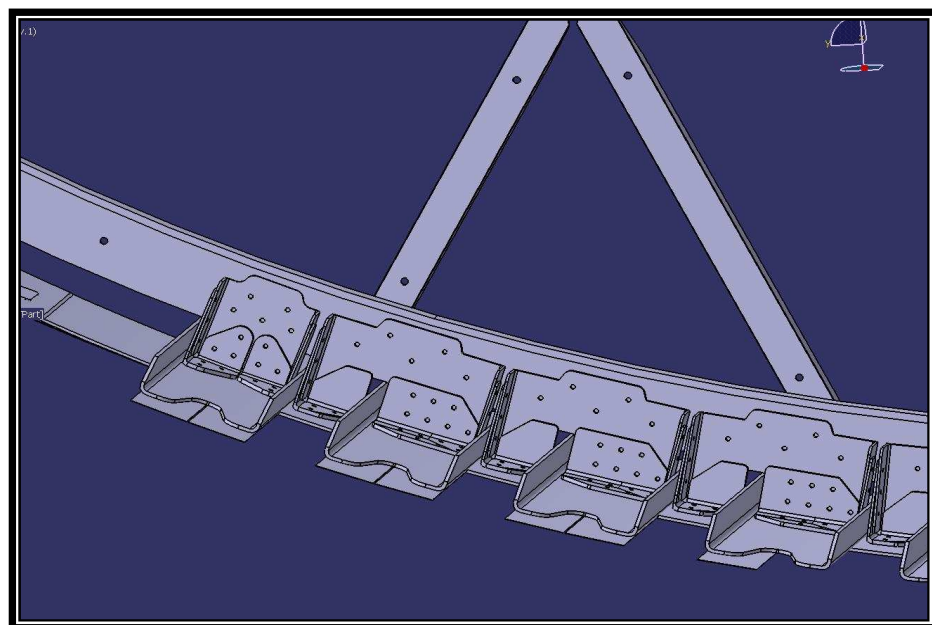


Figura 40: Zona 2 opción 2.

Opción 3: Es como la opción 2 pero el clip que queda en el borde lo hacemos aprovechando la geometría del estabilizador grande y cortándolo por la mitad.

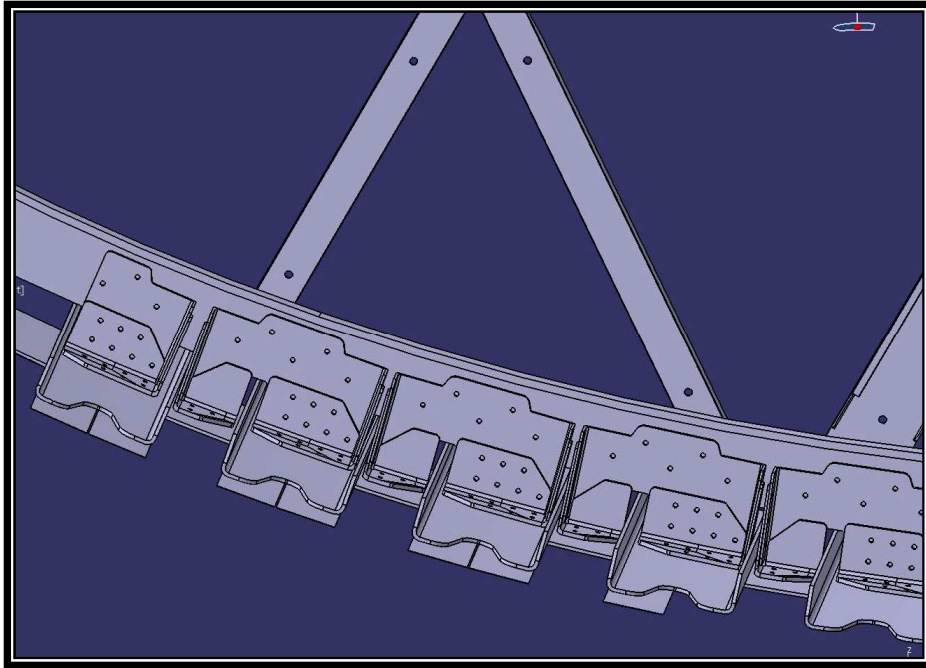


Figura 41: Zona 2 opción 3.

ZONA 3

Es muy parecido a la zona 1 pero con la geometría ligeramente modificada.

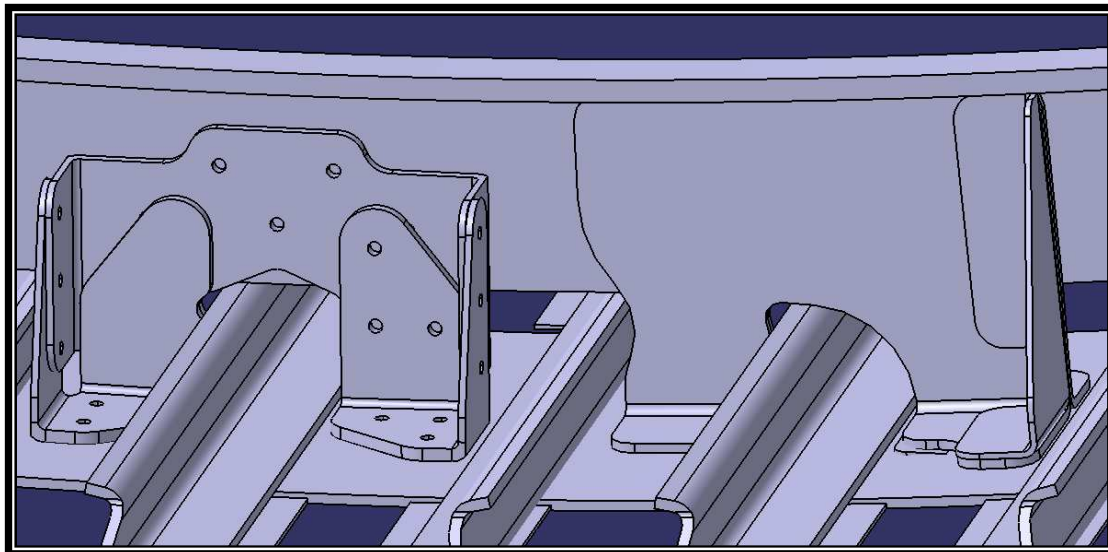


Figura 42: Zona 3.

ZONA 4

Es solo una idea pero no se ha tenido en cuenta ya que no resultaría viable y es mejor conservar la idea original.

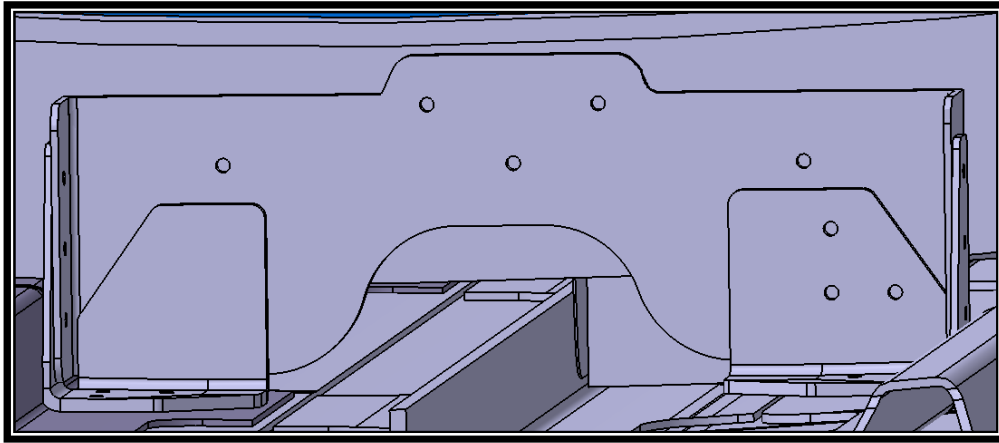


Figura 43: Zona 4.

3.8 FABRICACION

Existen varios métodos posibles para la fabricación de piezas y la elección de uno u otro dependerá de las características que deseemos en el resultado final como pueden ser geometría, resistencia o coste.

La pieza podría ser fabricada de dos formas posibles. Un método podría ser preimpregnado (tecnología termoplástica) y el otro método LRI (tecnología termodúctil). Ambos presentan una serie de ventajas y de desventajas por lo que habría que decidir cuál hacer en función del parámetro que se crea más importante.

PREIMPREGNADO

Consiste en unas láminas (figura 44) que contienen de por sí la resina termodúctil. Se conservan 12 meses a -18°C o 1 mes a 23°C . Las fibras preimpregnadas de epoxi en línea se polimerizan al vacío en un horno. Si la resina ya está polimerizada, ninguna condición específica de conservación es necesaria.



Figura 44: Láminas preimpregnadas.

Ventajas:

- Economía de la gestión: un solo producto a manipular y en el stock.
- Higiene y seguridad: los preimpregnados no contienen disolventes.
- Manipulación: recorte y conformado más sencillo que sobre el producto final seco.
- Calidad en el producto final.
- Permite la automatización del proceso.

Desventajas:

- Alto coste del material.
- Ciclo de tiempo lento.
- Producción en masa difícil.

La bobina de preimpregnados viene protegida por un film de papel con silicona o de plástico, flexible y pegajoso. El proceso de formación de la pieza deseada mediante capas preimpregnadas consiste en una primera etapa de apilado en la cuál se realiza la superposición de capas de composite preimpregnadas en un molde para obtener la forma de la pieza. Las capas están recortadas para realizar la forma aproximada de deseada pero algo más grandes formando así el bruto de la pieza. De esta forma se obtiene un estratificado conforme a una tabla de drapage realizada previamente en la que se indica el orden de cada capa y la orientación de las fibras de cada una de ellas (0° , 45° , 135° , 90°). Esta tabla está definida conforme al dimensionamiento y concepción de la pieza a realizar. Posteriormente se realiza una segunda etapa de compactado que consiste en eliminar la máxima cantidad de aire atrapado entre las capas de composite durante el apilado y por medio de la presión y de la temperatura se produce la polimerización de la resina. Esta polimerización se realiza en el autoclave (figura 45).

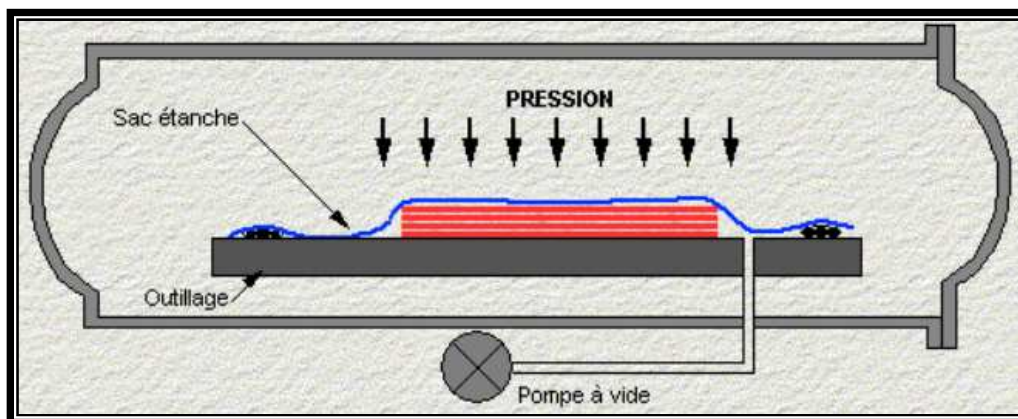


Figura 45: Autoclave.

Ventajas:

- Utillaje de uso habitual y que es necesario desechar es poco costoso.
- Buena repartición de la presión.
- Reducción del coste de materias primas: Las fibras bajo la forma de una bobina o de pelota son entre 2 y 4 veces más baratas que bajo la forma de tela o formas multiaxiales.
- Reducción del tiempo de fabricación: La célula robotizada flexible deposita entre 10 y 200kg de composite a la hora (10 veces más rápido que un operario).
- Mejora de las condiciones de trabajo: El operario no respira los restos de fibras y emanaciones nocivas de resinas.
- Reproducibilidad está garantizada por un control numérico preciso (repetibilidad de $\pm 0,3\text{mm}$)
- Resistencia elevada del producto terminado gracias a las fibras continuas y orientadas de modo óptimo (propiedades mecánicas superiores a las de las telas).
- Reducción de peso mediante el control y la optimización de la cantidad de fibras depositadas.

Desventajas:

- Fuerte inversión inicial pero que luego no es necesario volver a realizar.
- Calentamiento lento.
- Proceso de puesta a punto en el lugar deseado es largo y costoso.

En nuestro caso se va a optar por hacer siempre el clip en forma de U con este método ya que resulta muy sencillo ir apilando las capas de composite ya cortadas en un molde para obtener finalmente la pieza deseada (figura 46).



Figura 46: Clip preimpregnado.

Con el estabilizador tenemos dos opciones una sería hacerlo mediante el proceso de preimpregnado y el otro mediante un proceso LRI. El proceso preimpregnado es más adecuado para la fabricación de grandes piezas por lo que sería mejor realizarlo mediante un proceso LRI al tratarse de piezas muy pequeñas. Esto nos permitiría a su vez la fabricación de varias de estas piezas en cada proceso. En función del proceso seguido la geometría de la pieza puede variar ya que existen requisitos en cuanto a la geometría que unos procesos no tienen y otros sí.

LRI (Liquid Resid Infusion)

Las fibras están secas para la realización de la preforma y después inyectar la resina. Este proceso consiste en la infiltración de la resina a través de las fibras secas y dispuestas en el orden deseado. Este sistema presenta múltiples puntos de inyección y de toma de vacío para que la resina impregne completamente las fibras. Esta impregnación se produce en el sentido del espesor (figura 47).

Presenta algunas ventajas con respecto al preimpregnado:

- Permite una mayor pendiente en las zonas de perdidas de capas de composite comparada con el preimpregnado.
- La longitud y el volumen de inyección es más importante pudiendo hacerse varias de las piezas de una sola vez.

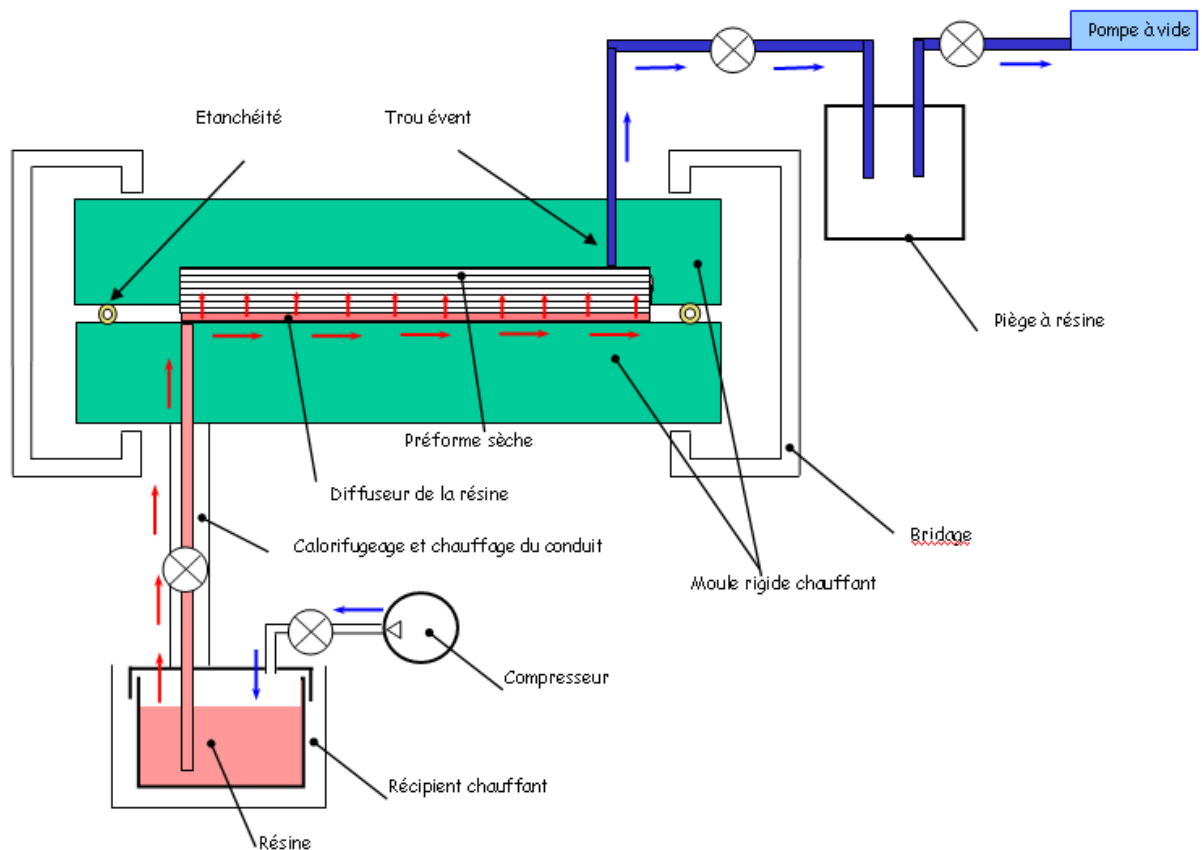


Figura 47: Proceso de fabricación LRI.

Hay que tener en cuenta que para la elección del material existen diversas restricciones a considerar en cuanto a diseño y forma de la pieza:

- La forma del clip tiene que ser desarrollable.
- Es preferible que el grosor del clip sea constante (aunque no es algo absolutamente obligatorio).

- Las operaciones de estampado o doblado son preferibles ya que estas soluciones minimizan la desorientación de las fibras.
- El clip debe ser inferior a un metro para reducir la desorientación de las fibras

Yo voy a tener en cuenta los dos posibles casos para realizar el estabilizador, tanto el preimpregnado (figura 48) como el LRI (figura 49):

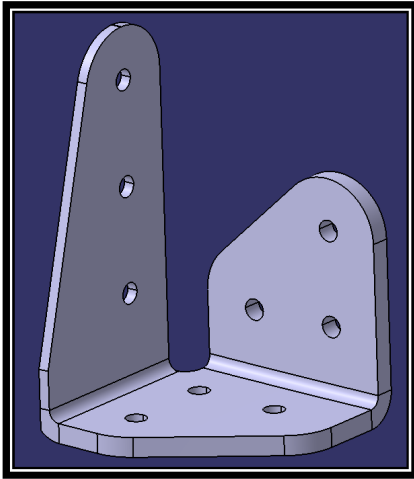


Figura 48: Estabilizador preimpregnado.

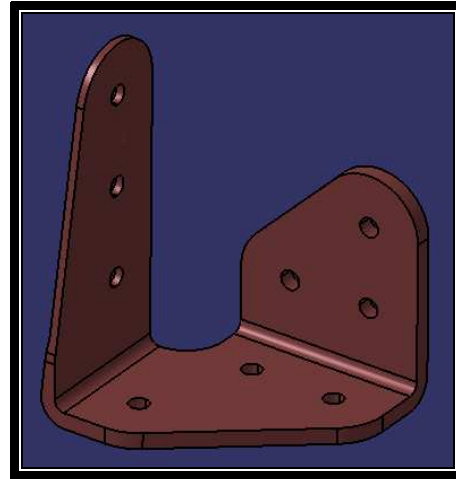


Figura 49: Estabilizador LRI.

La principal diferencia entre ambas está en la distancia entre las caras verticales, en el caso del preimpregnado podría darse el caso de que las fuerzas en el “coin de male” (la esquina redondeada central) no sean muy importantes al tratarse de un proceso de preimpregnado pero eso es algo que se sabrá una vez realizado un cálculo de las fuerzas.

3.9 DESARROLLO DE LA PIEZA FINAL EN CATIA

Una vez que conozco las dimensiones correctas para que la pieza encaje en su sitio correctamente realizo la pieza definitiva con Catia Composites. Tanto para el clip como para el estabilizador el proceso a seguir es el mismo así que tomo las fotografías del proceso de fabricación del clip. El primer paso consiste en realizar la superficie sobre la que se van a disponer las capas de composite o superficie de molde y para ello es necesario determinar correctamente el eje de coordenadas teniendo en cuenta las direcciones de las fibras (figura 50).

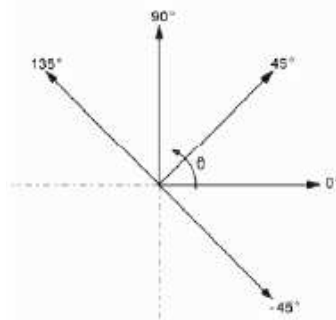


Figura 50: Direcciones de las fibras.

Hay que tener en cuenta que la dirección a X (0° en la secuencia de apilamiento) debe ser la del sentido de la fuerza principal y la dirección Z debe ser perpendicular a las capas apiladas (es decir, en el sentido del grosor de la pieza).

Ahora ya puedo definir la superficie del molde (figura 51).

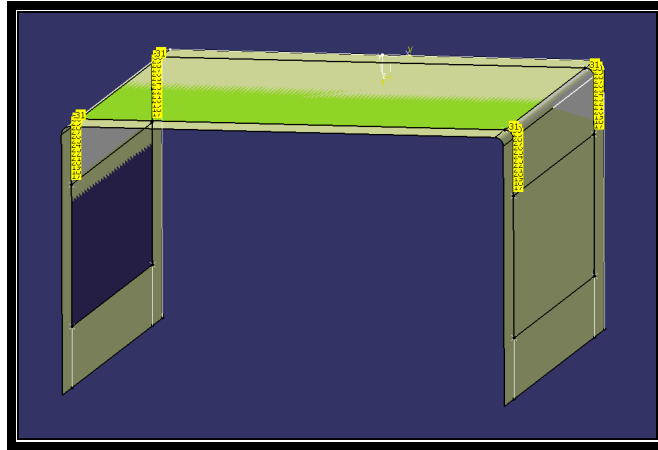


Figura 51: Superficie de molde.

En esta misma figura están también definidos el número y la geometría de las capas que van a ir en cada tramo de la pieza y que conforman el bruto (figura 52).

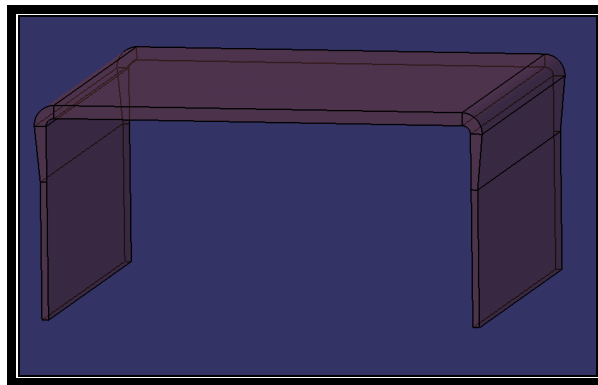


Figura 52: Bruto.

Para ello he tenido que definir que tipo de capa he utilizado 0.125mm/capa (preimpregnados) y 1mm/capa (LRI).

A continuación defino el contorno de la pieza final y las fijaciones (figura 53):

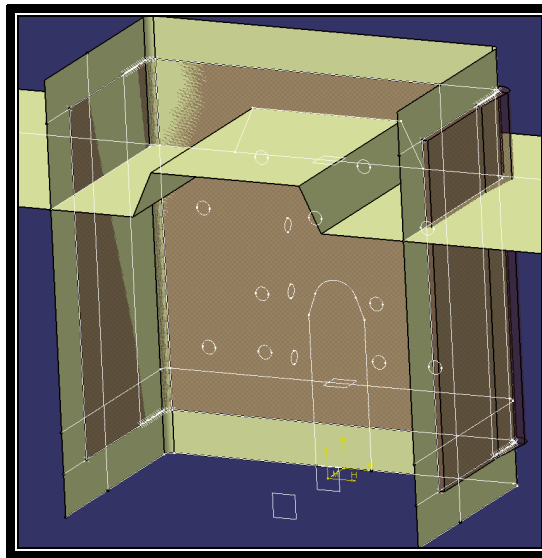


Figura 53: Contorno pieza final y fijaciones.

Y así obtengo la geometría de la pieza final (figura 54):

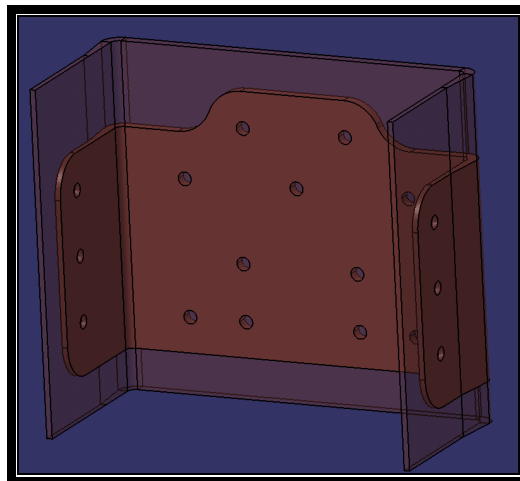


Figura 54: Pieza final (geometría).

Es ahora cuando indico la secuencia de apilamiento utilizada (figura 55) y que está definida en los planos para cada tipo de pieza (estabilizador o clip) y según el proceso seguido (LRI o preimpregnado). Es ahora cuando ya tenemos bien definida la pieza con sus capas ordenadas (figura 56).

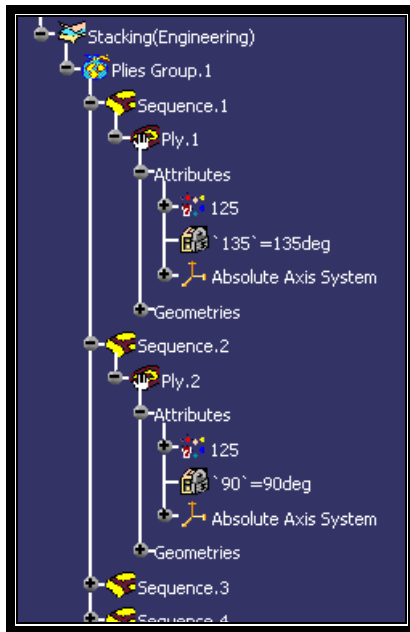


Figura 55: Secuencia apilado.

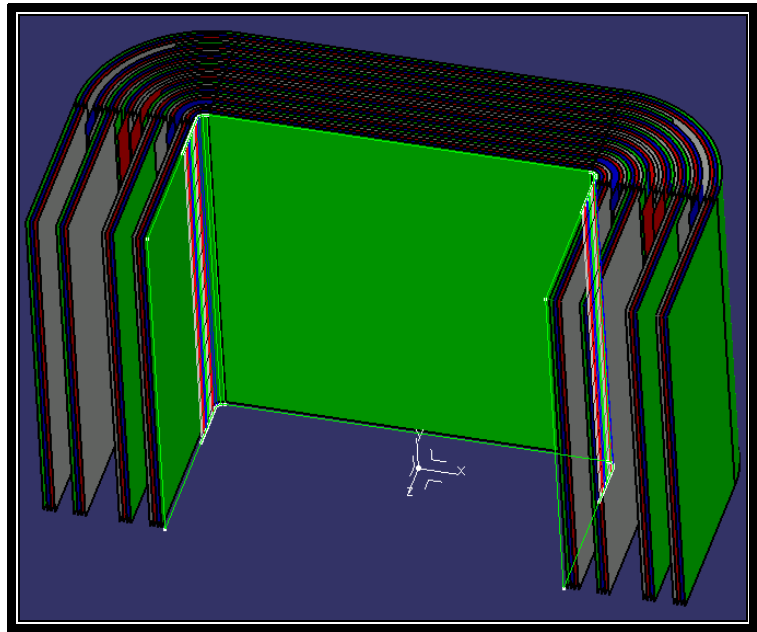


Figura 56: Vista en detalle.

Para la realización de la pieza final, como se ha visto en el apartado 3.2.5 Simplificación se ha realizado un diseño de la pieza más sencillo (base plana y no curva siguiendo la curva del fuselaje) ya que la máxima distancia entre la parte del fuselaje y la base del clip es menor que 0.2mm. Como se ve a continuación (figura 57) en la mayoría de zonas se puede hacer una base plana. Analizando cada vista de detalle:

PREIMPREGNADO

- Zona 1 (Vista de detalle D): La distancia es 0.104mm <0.2mm → base plana.
- Zona 2 (Vista de detalle A): La distancia es 0.14mm <0.2mm → base plana.
 (Vista de detalle B): La distancia es 0.47mm >0.2mm → no se puede base plana.
 (Vista de detalle C): si intentamos mantener el mismo bruto que para la zona 1 tendríamos una distancia de 0.28mm >0.2mm y habría que realizar un estudio en detalle de la zona.
- Zona 3 (Vista de detalle D): La distancia es 0.104mm <0.2mm → base plana.
- Zona 4: Será la que había previamente.

PREIMPREGNADO

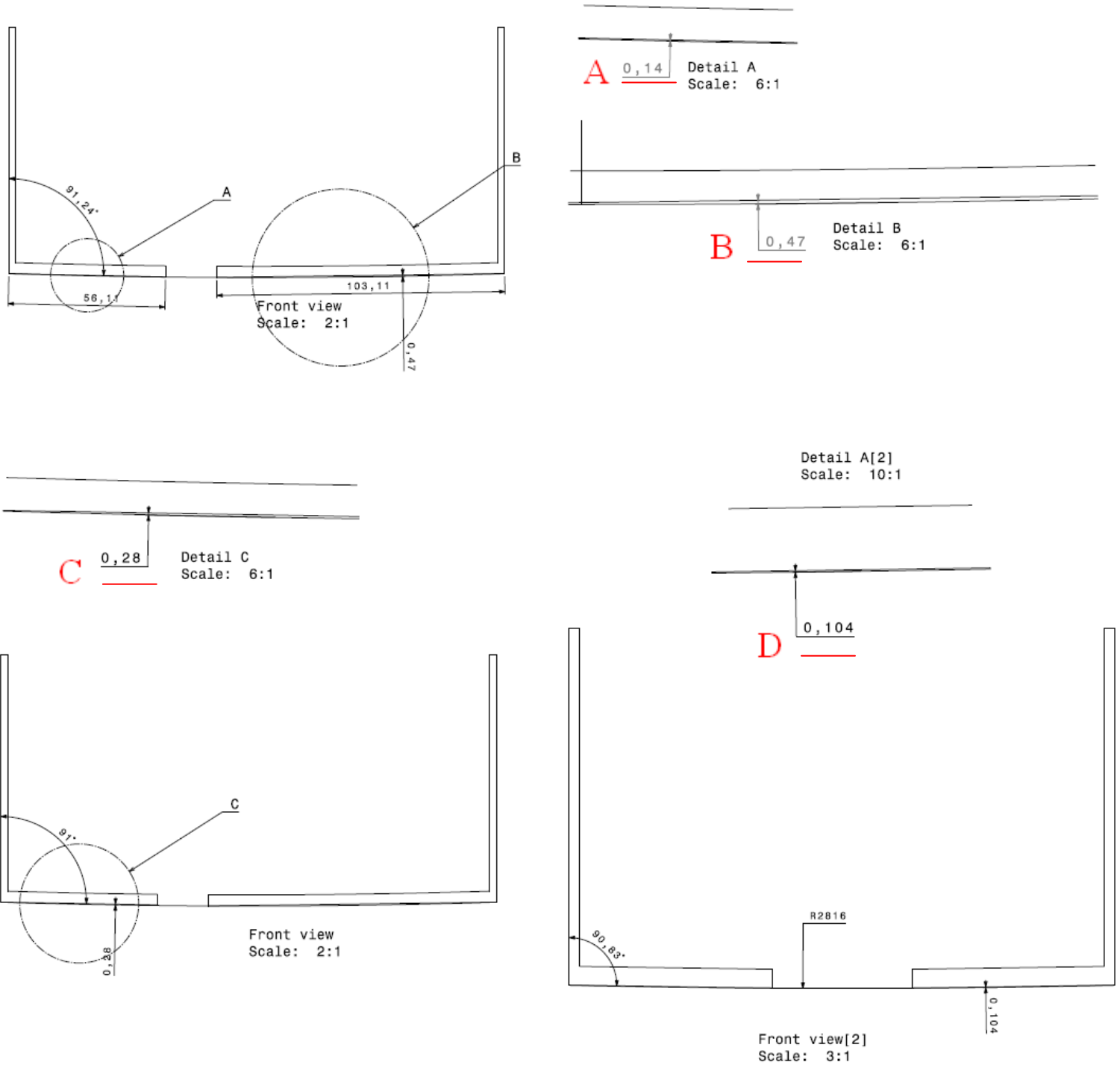


Figura 57: Distancias en preimpregnado base estabilizador – rigidizador.

Para el estudio del LRI nos podemos basar en el ya efectuado para el preimpregnado (figura 57) salvo en la distancia A ya que el resto de distancias del resto de zonas es la misma longitud la que hay que considerar. Esta distancia A pasa a ser la A' en las zonas 1 y 3 para el proceso LRI (figura 58).

LRI

Zona 1 (Vista de detalle A'): La distancia es 0.29mm > 0.2mm → estudio en detalle de la zona.

Zona 3 (Vista de detalle A'): La distancia es 0.29mm > 0.2mm → estudio en detalle de la zona.

LRI

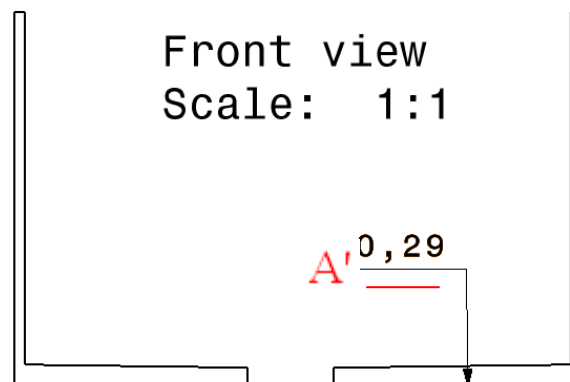


Figura 58: Distancia en LRI base estabilizador – rigidizador.

4 PLANOS

Los planos están contenidos en el archivo adjunto con el presente proyecto.

5 PRESUPUESTO

5.1 ENTORNO. PIEZAS DE ORIGEN

Resulta imposible saber cuál será el precio final de la propuesta realizada ya que desconozco el precio de materiales, mano de obra, coste de mantenimiento, etc. pero lo que si puedo determinar es la cantidad de piezas totales y diferentes o brutos totales y diferentes requeridos para la realización de este proyecto para a continuación poder compararlos con los requeridos mediante el sistema de clips y estabilizadores anterior. Primeramente cabe destacar que he propuesto varias ideas posibles para algunas zonas y cada una presenta unas ventajas y unas desventajas con respecto a las otras. Para elegir una opción u otra los criterios pueden ser muchos (masa total, piezas totales, piezas diferentes, simetría en la zona de trabajo, proceso de fabricación o solicitudes requeridas). Mi criterio está basado principalmente en el número de piezas diferentes, número de piezas totales, número de brutos diferentes y la masa total y para ello he realizado unas tablas comparativas entre el antes y el después.

Como ya se ha dicho el estudio está basado principalmente en la zona 1 y para el resto de zonas lo que haré será la comprobación de si las piezas de una zona 1 pueden ser aprovechados en otra zona o si hay que realizar alguna modificación. Para ello he tomado una serie de distancias que caracterizan a cada pieza según sean clip o estabilizador en función de la geometría impuesta por el entorno.

Para los clips: - Altura unión estabilizador.

- Distancia caras paralelas externas.
- Distancia a la primera línea de fijaciones.

Para los estabilizadores: - Tipo de base (Ángulo o radio de curvatura).

- Longitud base en la dirección Y.
- Altura del estabilizador y de la lengüeta que se une con el clip.
- Situación respecto al plano medio del clip.
- Longitud base / Distancia entre la piel y la base.
- Distancia caras paralelas

CONDICIONANTES GEOMETRICOS		1 Zona corriente	2 Unión entre los paneles inferiores Op1 Op2 Op3	3 Unión entre los paneles inferiores derechos	4 Unión longitudinal
1 Zona corriente	- Clip.1 - 77mm - 134.8mm - 70.6mm	3			
	- Estab.1 - Plano (91°) - 45.6mm - 65.6mm / 34mm - Izquierda. - 48.4mm/ 0.104mm - 53.23mm	13	1		
	- Stab.2 - Plano (91°) - 45.6mm - 65.6mm / 34mm - Derecha. - 48.4mm/ 0.104mm - 53.23mm	13	1		
1 Zona corriente	- Clip.2 - 77mm. - 132.2mm - 70.6mm	10			
1 Zona corriente	Prolongación rigidizador.	13			
2 Unión entre los paneles inferiores.	- Clip.3 - 104.4mm. - 64.2mm - Pieza de origen.		1		
	- Clip.4 - no hay - 64.2mm		1		
	- Estab.3 - Curva (R3392mm) - 32mm - 128mm - Izquierda - Pieza de origen.		1		

2 Unión entre los paneles inferiores.	- Clip.5 - 94mm - 188mm (hacia la izquierda) - 76.9mm		6 12 12		
	- Estab.4 - Plano (91.2°) - 54.9mm - 75.7mm / 42mm - Izquierda -56.1mm / 0.14mm - 62mm		6 12 12		
	- Estab.5 -Curva (R2820mm) - 101.9mm - 72.2mm / 42mm - Derecha -103.1mm / 0mm (plano tendría 0.47mm) -109mm		6 12 13		
2 Unión entre los paneles inferiores.	- Clip.6 - 94mm - 188mm (hacia la derecha)		6		
	- Estab.6 - Plano (91.2°) - 54.9mm - 75.7mm / 42mm - Derecha -56.1mm / 0.14mm -62mm		6		
	- Estab.7 - Curva (R2820mm) - 101.9mm - 72.2mm / 42mm - Izquierda - 103.1mm / 0mm -109mm		6		
2 Unión entre los paneles inferiores.	- Clip.7 - 77 mm. - 103.6 mm. - 66.3mm		1		
2 Unión entre los paneles inferiores.	- Clip.8 - 77 mm. - 106mm - 76.9mm		1		

3 Unión entre los paneles inferiores derechos	- Clip.9 - 68 mm - 141.8 mm - 66.3mm			7	
	- Estab.8 - Plano (91°) - 45.5mm - 65.6mm / 55.3 mm - Derecha. -48.4mm/ 0.10mm -53.23mm			7	
	- Estab.9 - Plano (91°) - 45.5mm - 65.6mm / 55.3 mm - Izquierda. -48.4mm/ 0.10mm -53.23mm			7	
4 Unión longitudinal	- Clip.10 - Pieza de origen.				3
	- Clip.11 - Pieza de origen.				3
	- Estab.10 - Pieza de origen.				8
4 Unión longitudinal	- Clip.12 - Pieza de origen.				5
	- Clip.13 - Pieza de origen.				5

Idea para la zona 4 Unión longitudinal.

4 Unión longitudinal (*)	- Clip.14 - 94 mm - 296 mm - 63.4mm				8
	- Estab.11 - Plano - 75 mm - 72.24 mm /54 mm - Derecha. - 76.24mm / mm - 64mm				8
	- Estab.12 - Plano - 64 mm - 72.24 mm /54 mm - Izquierda - 65.24mm - 71mm				8

(*) Idea: Hay que verificar las áreas que trabajan ya que cambia mucho con respecto a lo que había antes. Es una idea aplicando el concepto que he ido desarrollando durante el proyecto pero es mejor la pieza inicial.

Para saber si ha habido algún tipo de mejora respecto al conjunto clip+estabilizador anterior a continuación se muestran dos tablas en las que se presentan posibles ámbitos de mejora.

Uno de las posibles mejoras que he tenido en cuenta ha sido la de reducir el número de brutos necesarios. El bruto es la materia más o menos necesaria para la realización de una determinada pieza pero sin tener la forma final deseada. Es la pieza final la que va a tener más precisión en el cortado para no tener rebabas (figura 59).

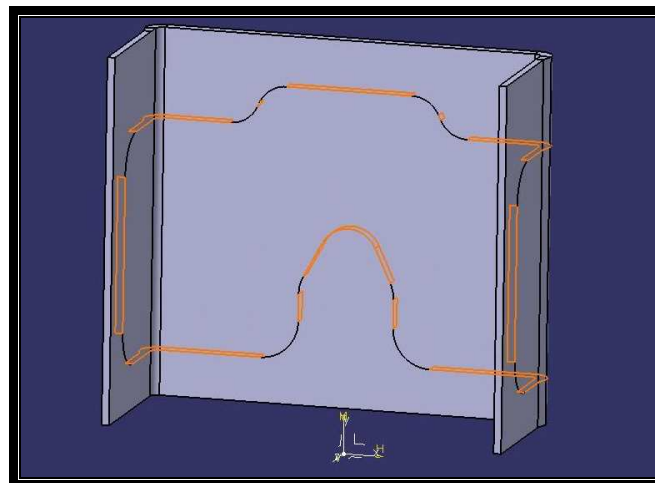


Figura 59: Bruto

Este es un aspecto a tener en cuenta ya que si se puede hacer que dos piezas diferentes tengan un bruto similar, conseguimos una reducción del coste al no ser necesario cambiar el programa que realiza el corte aproximado de la pieza reduciendo así el coste final o incluso cambiar de máquina. El número de brutos ha sido tenido en cuenta solamente en la tabla tras la aplicación de mi idea ya que no tengo información suficiente como para saber el número de brutos que había anteriormente.

PIEZAS DE ORIGEN			
Nombre de la pieza	Número de piezas	Masa de una pieza (kg)	Masa de todas las piezas (kg)
V8851022221200	1	2,69E-01	0,269
V8851020122500	2	2,83E-02	0,0566
V8851020121700	2	2,83E-02	0,0566
V8851022220400	1	1,09E-01	0,109
V8851022221000	1	3,32E-01	0,332
V8851022220200	4	1,10E-01	0,44
V8851020121000	6	2,83E-02	0,1698
V8851022220800	1	3,37E-01	0,337
V8851020122400	2	2,83E-02	0,0566
V8851022220600	1	2,68E-01	0,268
V8851023325000	1	6,19E-02	0,0619
V8851023326600	1	5,82E-02	0,0582
V8851020126800	1	3,16E-02	0,0316
V8851023321400	8	9,33E-02	0,7464
V8851023326200	8	4,69E-02	0,3752
V8851023324900	6	8,10E-02	0,486
V8851020126500	6	3,14E-02	0,1884
V8851023321700	1	4,35E-02	0,0435
V8851023326100	1	4,39E-02	0,0439
V8851023321800	1	8,33E-02	0,0833
V8851023326400	1	8,43E-02	0,0843
V8851023321600	1	8,70E-02	0,087
V8851023326000	1	8,79E-02	0,0879
V8851023324800	6	1,62E-01	0,972
V8851020126400	6	3,14E-02	0,1884
V8851023321900	1	4,17E-02	0,0417
V8851023326500	1	4,21E-02	0,0421
V8851023325300	1	1,18E-01	0,118
V8851023325900	1	1,15E-01	0,115
V8851020124500	1	3,11E-02	0,0311
V8851023322100	2	1,16E-01	0,232
V8851023322300	2	1,13E-01	0,226
V8851020124100	3	2,96E-02	0,0888
V8851023329300	1	1,16E-01	0,116
V8851023329500	1	1,13E-01	0,113
V8851023321100	1	8,07E-02	0,0807

V8851023321300	1	7,77E-02	0,0777
V8851020126700	1	2,93E-02	0,0293
V8851023328900	1	9,55E-02	0,0955
V8851023329100	1	9,25E-02	0,0925
V8851020127500	1	2,89E-02	0,0289
V8851023328500	1	9,60E-02	0,096
V8851023328700	1	9,30E-02	0,093
V8851021820400	3	2,48E-01	0,744
V8851021920400	3	2,36E-01	0,708
V8851020122900	8	2,90E-02	0,232
V8851022020400	5	2,48E-01	1,24
V8851022120400	5	2,36E-01	1,18

5.2 NUEVA SOLUCION PREIMPREGNADO

SOLUCION PREIMPREGNADO								
Nombre de la pieza	Bruto	Número de piezas			Masa de una pieza (kg)	Masa de todas las piezas (kg)		
		Op 1	Op 2	Op 3		Op 1	Op 2	Op 3
Clip.1	Bruto.1	3			9,22E-02	0,2766		
Estab.1	Bruto.2	13	14	13	3,82E-02	0,4966	0,535	0,4966
Estab.2	Bruto.3	13	14	13	3,82E-02	0,4966	0,535	0,4966
Clip.2	Bruto.4	10			8,77E-02	0,877		
Prolongación rigidizador		13			1,15E-02	0,1495		
Clip.3	Bruto.5	1			6,19E-02	0,0619		
Clip.4	Bruto.6	1			5,82E-02	0,0582		
Estab.3	Bruto.7	1			3,16E-02	0,0316		
Clip.5	Bruto.8	6	12	12	1,49E-01	0,894	1,788	1,788
Estab.4	Bruto.2	6	12	12	4,20E-02	0,252	0,504	0,504
Estab.5	Bruto.9	6	12	13	6,85E-02	0,411	0,822	0,822
Clip.6	Bruto.8	6			1,49E-01	0,894		
Estab.6	Bruto.3	6			4,20E-02	0,252		
Estab.7	Bruto.10	6			6,85E-02	0,411		
Clip.7	Bruto.11		1		5,55E-02		0,0555	
Clip.8	Bruto.12			1	7,86E-02			0,0786
Clip.9	Bruto.13	7			8,62E-02	0,603		
Estab.8	Bruto.3	7			4,45E-02	0,312		
Estab.9	Bruto.2	7			4,45E-02	0,312		
Clip.10	Bruto.14	3			2,48E-01	0,744		
Clip.11	Bruto.15	3			2,36E-01	0,708		
Estab.10	Bruto.16	8			2,90E-02	0,232		
Clip.12	Bruto.17	5			2,48E-01	1,24		
Clip.13	Bruto.18	5			2,36E-01	1,18		

5.3 NUEVA SOLUCION LRI

SOLUCION LRI						
Nombre de la pieza	Bruto	Número de piezas		Masa de una pieza (kg)	Masa de todas las piezas (kg)	
		Op1	Op 3		Op1	Op 3
Clip.1	Bruto.1	3		9,86E-02	2,96E-01	
Estab.1	Bruto.2	13	13	3,53E-02	4,59E-01	4,59E-01
Estab.2	Bruto.3	13	13	3,53E-02	4,59E-01	4,59E-01
Clip.2	Bruto.4	10		9,55E-02	9,55E-01	
Prolongación rigidizador		13		2,30E-02	2,99E-01	
Clip.3	Bruto.5	1		6,19E-02	6,19E-02	
Clip.4	Bruto.6	1		5,82E-02	5,82E-02	
Estab.3	Bruto.7	1		3,16E-02	3,16E-02	
Clip.5	Bruto.8	6	12	1,32E-01	7,92E-01	1,58E+00
Estab.4	Bruto.2	6	12	3,53E-02	2,12E-01	4,24E-01
Estab.5	Bruto.9	6	13	6,31E-02	3,79E-01	8,20E-01
Clip.6	Bruto.8	6		1,32E-01	7,92E-01	
Estab.6	Bruto.3	6		3,53E-02	2,12E-01	
Estab.7	Bruto.10	6		6,31E-02	3,79E-01	
Clip.8	Bruto.12		1	7,59E-02		7,59E-02
Clip.9 (Preimpreg)	Bruto.13	7		8,62E-02	0,603	
Estab.8 (Preimpreg)	Bruto.3	7		4,45E-02	0,312	
Estab.9 (Preimpreg)	Bruto.2	7		4,45E-02	0,312	
Clip.10	Bruto.14	3		2,48E-01	0,744	
Clip.11	Bruto.15	3		2,36E-01	0,708	
Estab.10	Bruto.16	8		2,90E-02	0,232	
Clip.12	Bruto.17	5		2,48E-01	1,24	
Clip.13	Bruto.18	5		2,36E-01	1,18	

6 RESULTADOS

6.1 NUEVA SOLUCION PREIMPREGNADO

La siguiente tabla muestra las diferencias entre el antes y el después para el proceso de preimpregnados:

	ANTES	DESPUES		
		Opción 1	Opción 2	Opción 3
Número de piezas diferentes	48	22	17	17
Número de piezas totales	116	136	136	135
Masa total (Kg)	11,5	10,8	10,9	10,8
Número de brutos diferentes	Imposible de determinar.	16	13	13

Depende de cual es nuestro criterio para saber que opción es mejor pero en cualquier caso es mejor utilizar la opción 1 o la 3.

Una posible solución utilizando el criterio de la masa total seria realizar la opción 1. La universalidad de la base permite reducir el número de piezas diferentes (pasando de 48 a 22) y por consiguiente el número de brutos diferentes utilizados (16). Con la nueva pieza se logra reducir el peso total pasando de 11,5 kg a 10.7 kg.

Otra posible solución utilizando el criterio del número de piezas seria realizar la opción 3. La universalidad de la base permite reducir el número de piezas diferentes (pasando de 48 a 17) y por consiguiente el número de brutos diferentes utilizados (13). Con la nueva pieza se logra reducir el peso total pasando de 11,5 kg a 10.8 kg.

En cuanto al número de brutos diferentes empleados no he podido determinar el número de brutos que había antes debido a la falta de datos, así que resulta imposible saber si este número se ha visto reducido o aumentado.

A pesar de estas ventajas esta idea presenta algunas desventajas debido al proceso de fabricación mediante preimpregnados ya mencionadas.

6.2 NUEVA SOLUCION LRI

La siguiente tabla muestra las diferencias entre el antes y el después para el proceso LRI:

	Antes	Después	
		Opción 1	Opción 3
Número de piezas diferentes	48	22	17
Número de piezas totales	116	136	135
Masa total (Kg)	11,5	7,1	8,8
Número de brutos diferentes	Imposible de determinar.	16	13

En cuanto a la elección de una opción u otra tenemos el mismo problema que antes ya que la opción más favorable en cuanto al número de piezas es la que más masa requiere.

Una posible solución utilizando el criterio de la masa total sería realizar la opción 1. La universalidad de la base permite reducir el número de piezas diferentes (pasando de 48 a 22) y por consiguiente el número de brutos diferentes utilizados (16). Con la nueva pieza se logra reducir el peso total pasando de 11,5 kg a 7,1 kg.

Otra posible solución utilizando el criterio del número de piezas sería realizar la opción 3. La universalidad de la base permite reducir el número de piezas diferentes (pasando de 48 a 17) y por consiguiente el número de brutos diferentes utilizados (13). Con la nueva pieza se logra reducir el peso total pasando de 11,5 kg a 8,8 kg.

En cuanto al número de brutos diferentes empleados no he podido determinar el número de brutos que había antes debido a la falta de datos, así que resulta imposible saber si este número se ha visto reducido o aumentado.

6.3 GENERAL

El objetivo de este proyecto que consistía principalmente en la concepción de una solución nueva que aportase alguna ventaja en alguno de los factores que intervienen en su producción, cosa que parece haberse logrado a expensas de un cálculo definitivo de la pieza y de su posterior optimización de acuerdo a las fuerzas que actúan sobre ella.

Se han dado dos posibles métodos para la fabricación de la unión requerida (preimpregnados y LRI) y ambos tienen algún tipo de ventaja (independencia del tipo de base, reducción del número de piezas diferentes y reducción del peso total) respecto a las soluciones anteriores siempre teniendo en cuenta que el cálculo de las fuerzas resulte positivo, incógnita que se ha minimizado en la medida de lo posible ya que se han utilizado las mismas fijaciones que había antes y las zonas que trabajan soportando las fuerzas son de un tamaño parecido al anterior. En cualquier caso presenta desventajas respecto a la solución anterior (mayor número de piezas totales) por lo que se deberá considerar cuál es el parámetro que se considere más importante para cambiar la pieza de origen y realizar esta nueva idea.

7 BIBLIOGRAFÍA

RSDP (Catálogos internos).

Concepteur Aéronautique.

Catia v5 Aerospace Composites Part Design.

Catia v5 Base & Solide.

Catia v5 Mise en Plan.

ANEXO 1 MATERIALES COMPUESTOS (COMPOSITES)

El material composite es un material en fase sólida formado por al menos dos constituyentes no miscibles. El material resistente llamado Refuerzo, cuyo papel es el de soportar las fuerzas mecánicas, está bañado en un material de unión llamado Matriz y cuyo papel es el de transmisión de los esfuerzos a través del Refuerzo.

Los composites pueden ser clasificados en 3 familias según el material de la matriz:

- Matriz metálica (Al, Ti): Presenta una buena rigidez específica, buena resistencia a altas temperaturas y al uso.
- Matriz cerámica (Carbono, SiC): Aplicaciones a muy altas temperaturas.
- Matriz orgánica o polímeros (CMO): los más utilizados en la industria aeronáutica, espacial y automovilística.

Centrándome en la matriz orgánica ya que ésta es la más usada en la industria aeroespacial, cabe destacar dos tipos de matrices:

- Las termoplásticas: Se deforman y son modelables bajo la acción del calor guardando la forma deseada al enfriarse. Esta propiedad permite su reciclaje para formar en el futuro otras piezas. Transformación mecánica.

Por ejemplo: PVC, poliacrílicos, PPS, PEEK (el más utilizado en aeronáutica).

- Las termodúctiles: adquieren la forma definitiva al enfriarse la primera vez, es por ello que la reversibilidad es imposible. Transformación química

Por ejemplo: Poliésteres insaturados, poliuretanos, epóxidos.

A su vez las fibras, que están constituidas por centenares o miles de filamentos de diámetros de 5 a 15 micrones, se dividen en:

- Fibras de carbono:
- Fibras de aramidio:
- Fibras de vidrio:
- Otras fibras: boro, carburo de silicio.

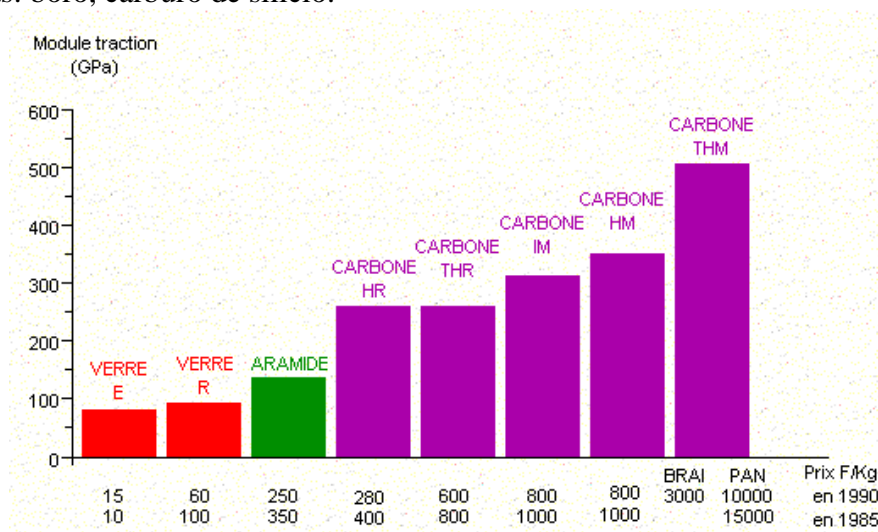


Figura 1: Módulo de tracción – Precio (fibras).

FIBRE	DENSITE	RUPTURE EN TRACTION (MPa)	RUPTURE EN COMPRESSION (MPa)	ALLONGEMENT (%)	MODULE YOUNG (MPa)	DIAMETRE DU FILAMENT ELEMENTAIRE (μm)
VERRE E	2.54	3400	1200	4.8	73000	3 - 30
VERRE R	2.48	4400	1300	5.4	86000	3 - 30
ARAMIDE BAS MODULE	1.45	3100	500	2	70000	12
ARAMIDE HM	1.45	3100	500	1	130000	12
CARBONE HR	1.78	2800	1800	0.5	200000	8
CARBONE HM	1.8	2200	1300		400000	8
ACIER C45	7.85	1000		14	210000	
ALUMINIUM	2.63	358				

Figura 2: Características fibras.

El conformado de láminas está hecho por dos o mas capas con la misma o con diferentes orientaciones trabajando como un solo elemento. La correcta orientación de las capas permite que la estructura del elemento soporte las cargas en diferentes direcciones.

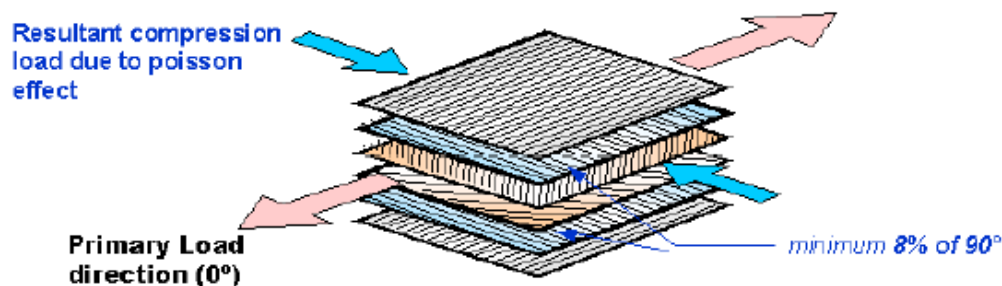


Figura 3: Orientación de las capas.

Según como estén orientadas las fibras podemos hablar de:

Unidireccionales:

- El 95% de las piezas son producidas a partir de fibras unidireccionalmente preimpregnadas.
- Existen también en fibras secas.

Bidireccionales (telas):

- Para fabricar una tela es necesario tener fibras en diferentes direcciones. La resistencia y la rigidez se reducen pero tienen la ventaja de aumentar las características del material en

la dirección transversal y el proceso de conformación del material en comparación con los materiales unidireccionales.

- Las telas son fáciles de realizar bajo formas complejas.
- Existen dificultades para orientar correctamente las fibras como en el definido en el cálculo.
- El conformado del material está principalmente ligado con el tipo de tela utilizado. Cuantas menos fibras son entrelazadas, más fácil es el conformado del material. Figura.

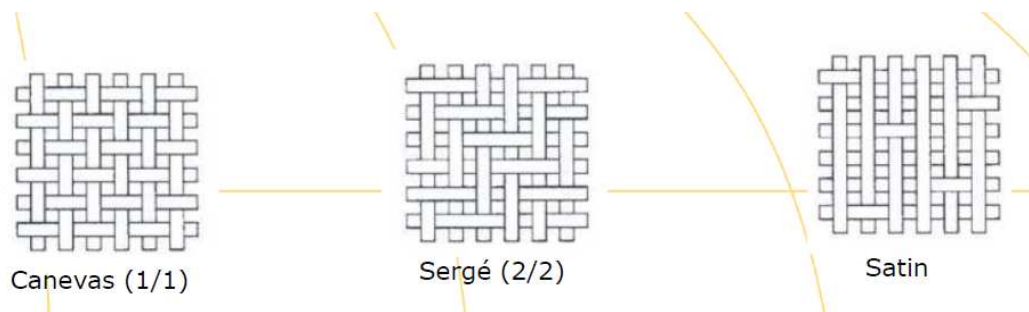


Figura 4

Telas no engarzadas (NCF):

- Son un ensamblaje de entre 2 y 9 capas unidas entre sí para formar una tela. Tienen una resistencia a tracción y una rigidez elevadas y son relativamente baratas. Se habla de telas “biaxiales”, “triaxiales”, “cuadriaxiales”.
- Poseen buenas propiedades a pesar de ser inferiores a las de las unidireccionales.
- Su conformado es más caro que el de las unidireccionales y el de las bidireccionales.

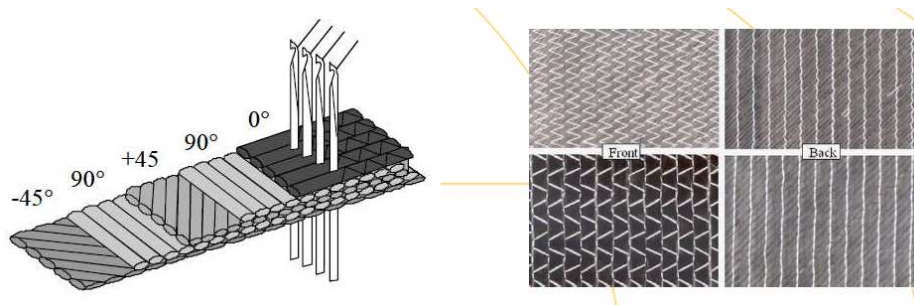
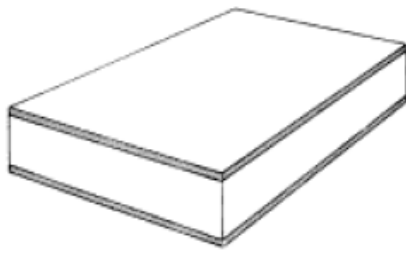
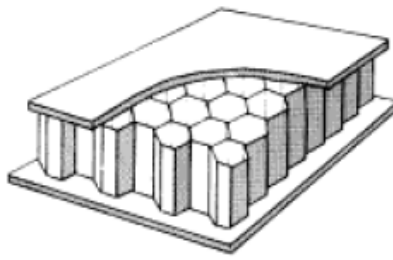


Figura 5

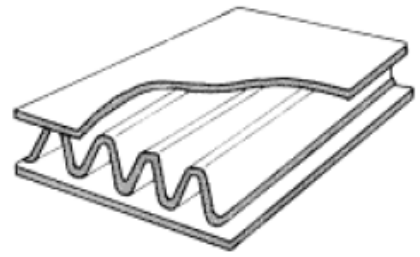
Existe otro tipo de estructuras para los composites, en vez de ser un conjunto de láminas superpuestas pueden tener otra configuración más compleja tipo sándwich. Presenta un material intermedio (aluminio, polipropileno, polietileno, etc) que configura el alma y cuya función es la de aumentar la inercia y que está envuelto por dos capas exteriores (acero, aluminio, aleaciones ultraligeras, plásticos reforzados) y según la forma de del alma se clasifican en:



Alma llena.



Nido de abejas.



Alma ondulada.

Figura 6: Otras estructuras.

ANEXO 2 REGLAS DE APILAMIENTO

1.- Simétrico:

- Existencia de una capa de simetría de acuerdo a un plano medio por cada capa.
- Para evitar la deformación durante el proceso de polimerización.
- Cuando la secuencia de drapage no puede ser simétrica (numero impar de capas en varias direcciones) las capas con orientaciones no simétricas deben estar situadas lo más cerca posible del plano medio.

2.- Equilibrado:

- Debe haber el mismo número de capas a 45° que a 135°

3.- Tolerancia al daño:

- La orientación de las capas exteriores no debe ser la de la dirección principal de carga.

4.- Distribución regular de las capas de misma orientación por todo el espesor de la pieza.

- Hay que evitar agrupar las capas con la misma orientación para evitar la aparición de microfisuras.
- Cuando esta regla no puede ser aplicada, el número máximo de capas con la misma orientación está fijado en 3 o 4 (siempre y cuando no se pase de un espesor de 1mm para ese grupo).

5.- Angulo entre capas adyacentes:

- El ángulo entre capas adyacentes debe ser minimizado con el fin de reducir las fuerzas interlaminares

6.- Perdida de capas:

- En una pieza composite, la disminución del espesor deber ser de forma progresiva:
Pendiente de 1/20 como máximo en la dirección principal de los esfuerzos.
Pendiente de 1/10 como máximo en las otras direcciones.
- Las capas exteriores nunca se deben cortar (deben ser las de la pieza total).
- Dos capas adyacentes no pueden ser cortadas en el mismo punto.
- Las reglas de simetría y de equilibrio deben ser respetadas a lo largo de todas las perdidas de capas sucesivas.
- Debe existir una capa continua por cada 3 capas adyacentes paradas.
- Las capas a cortar deben estar uniformemente distribuidas por el espesor.
- Si el número de capas totales aumenta (desciende) el número de capas en cada orientación en ningún caso puede disminuir (aumentar).
- Es conveniente repartir los cortes de capas alternando entre la zona del plano medio y la zona externa del estratificado.
- Al inicio y al final de la pendiente, las capas cortadas deben quedar lo más cerca posible del plano medio para optimizar las propiedades del material

7.- Porcentaje mínimo en cada orientación:

- La proporción en cada orientación debe estar comprendida entre el 6% y el 7%.
Carga uniaxial: Máximo 80%.
Zona remachada: Mínimo 10%.

- Como una medida orientativa y a expensas del cálculo de las cargas, debe haber:

- Carga monoaxial:

0°	45° y 135°	90°
50% a 60%	30% a 40%	10%

- Carga en cizalladura:

0°	45° y 135°	90°
10% a 30%	60% a 80%	10%

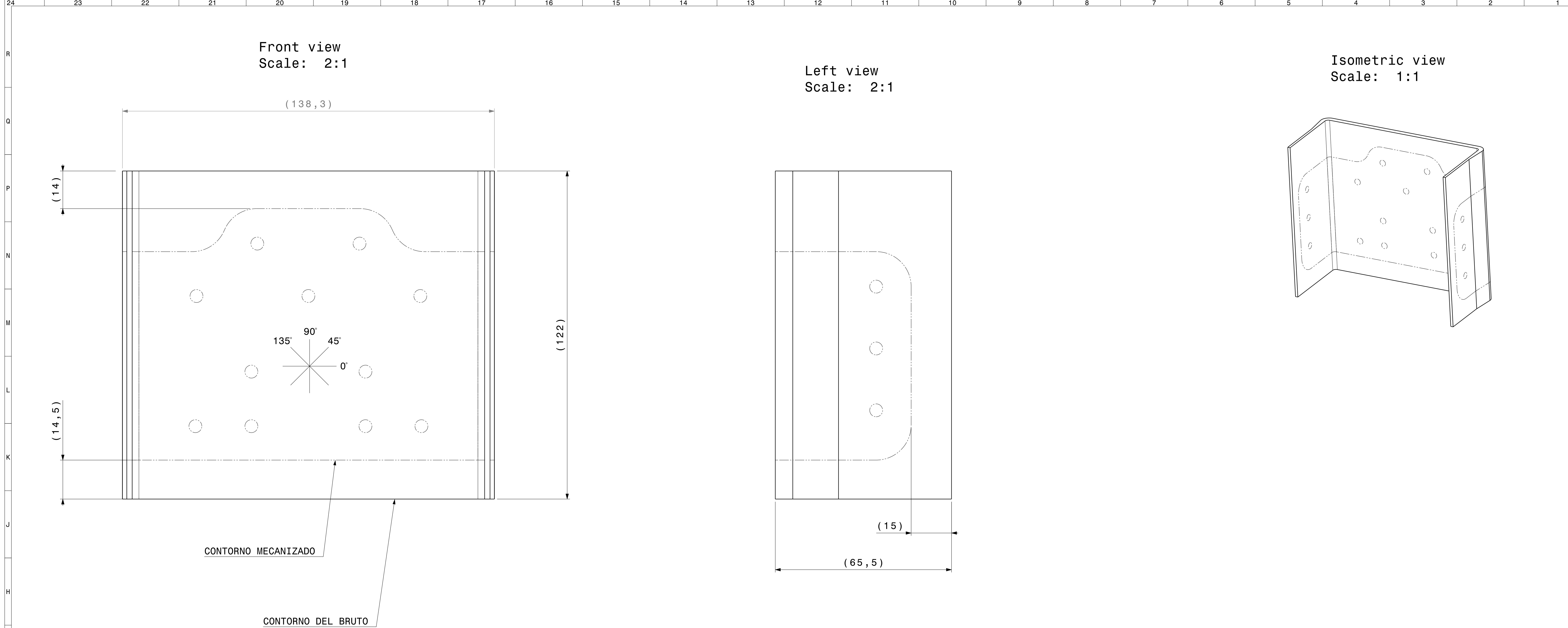
- Carga multiaxial:

0°	45° y 135°	90°
25%	50%	25%

8.- Dos zonas con el mismo espesor que no tengan la misma secuencia de drapage deben ser indicadas por letras diferentes.

9.- Hay que tener en cuenta las tolerancias en las orientaciones (las capas no están perfectamente colocadas a 0°, 45°, 135°, 90°), por lo que las propiedades del material podrían variar ligeramente. Los valores a tener en cuenta son:

- Drapage manuel : +/- 5°
- Drapage automatique : +/- 3°



SECUENCIA DE APILAMIENTO

MATERIAL	CAPA	NIVEL	S32	S31	S30	S29	S28	S27	S26	S25	S24	S23	S22	S21	S20	S19	S18	S17	S16
125	32	16	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135
	31	16	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90
	30	16	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45
	29	16	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	28	18	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135		
	27	28	90	90	90	90	90												
	26	22	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45							
	25	32	0																
	24	16	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135
	23	16	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90
	22	16	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45
	21	16	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	20	26	135	135	135	135	135	135	135										
	19	20	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90				
	18	30	45	45	45														
	17	24	0	0	0	0	0	0	0	0									
	16	23	0	0	0	0	0	0	0	0	0								
	15	29	45	45	45	45													
	14	19	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90			
	13	25	135	135	135	135	135	135	135	135									
	12	16	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	11	16	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45
	10	16	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90
	9	16	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135
	8	31	0	0															
	7	21	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45						
	6	27	90	90	90	90	90	90											
	5	17	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	
	4	16	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	3	16	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45
	2	16	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90
	1	16	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135

NOTA :

- VER LAS DIMENSIONES EN EL MODELO EN 3D
- PENDIENTES : 5.46°
- ELEMENTO 125 : ESPESOR 0.125MM / CAPA

01234

0102030405060708090100

INCHES

MILLIMETRES

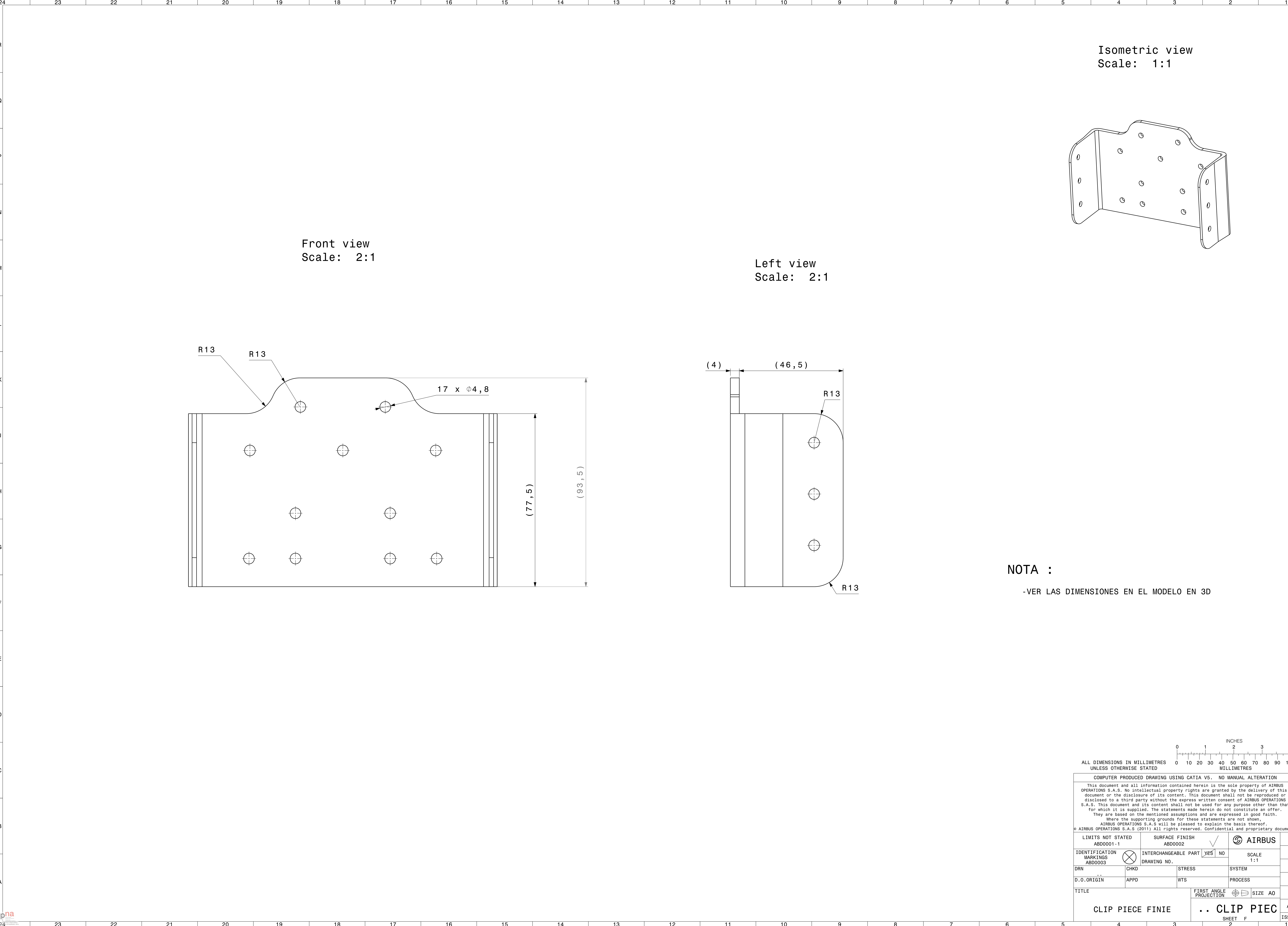
ALL DIMENSIONS IN MILLIMETRES
UNLESS OTHERWISE STATED

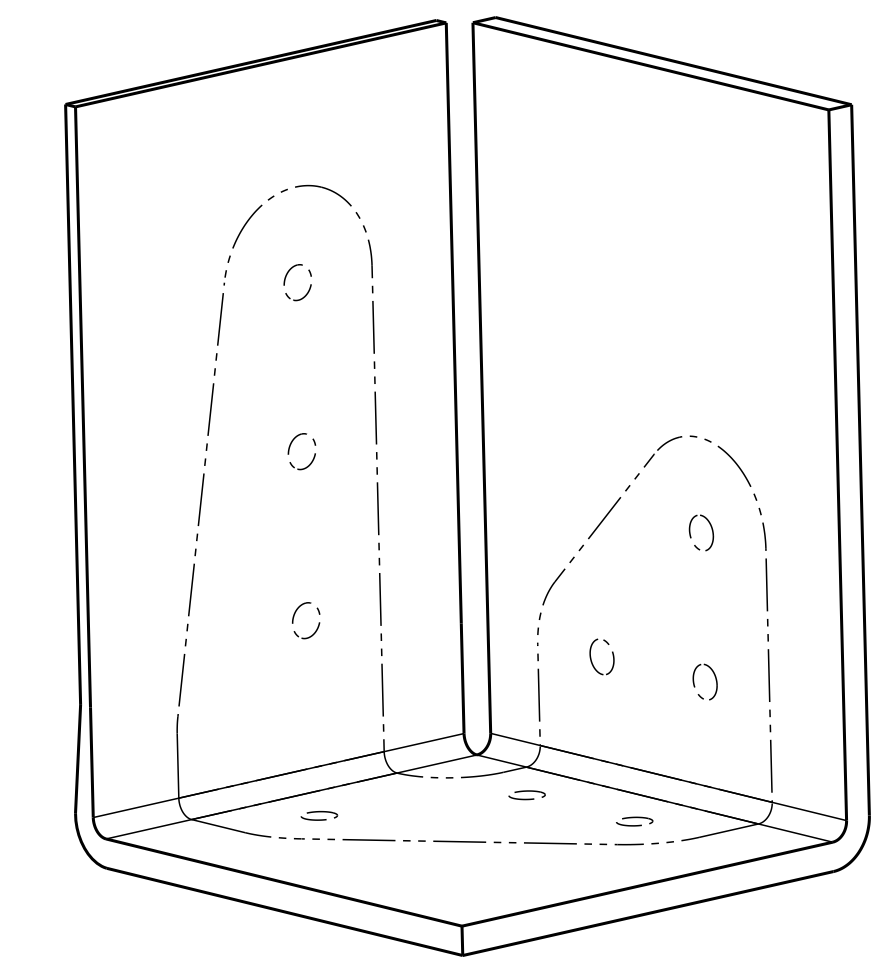
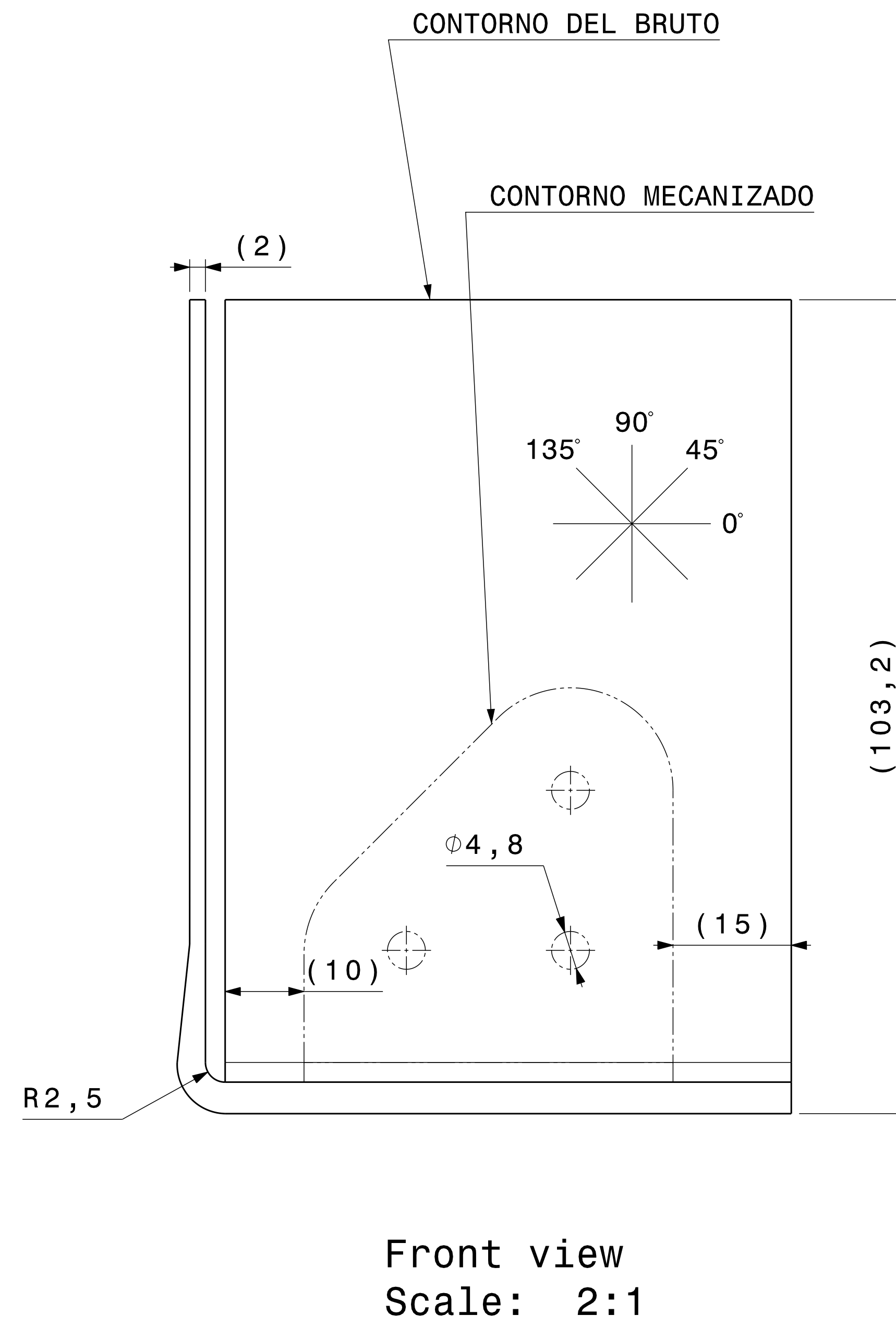
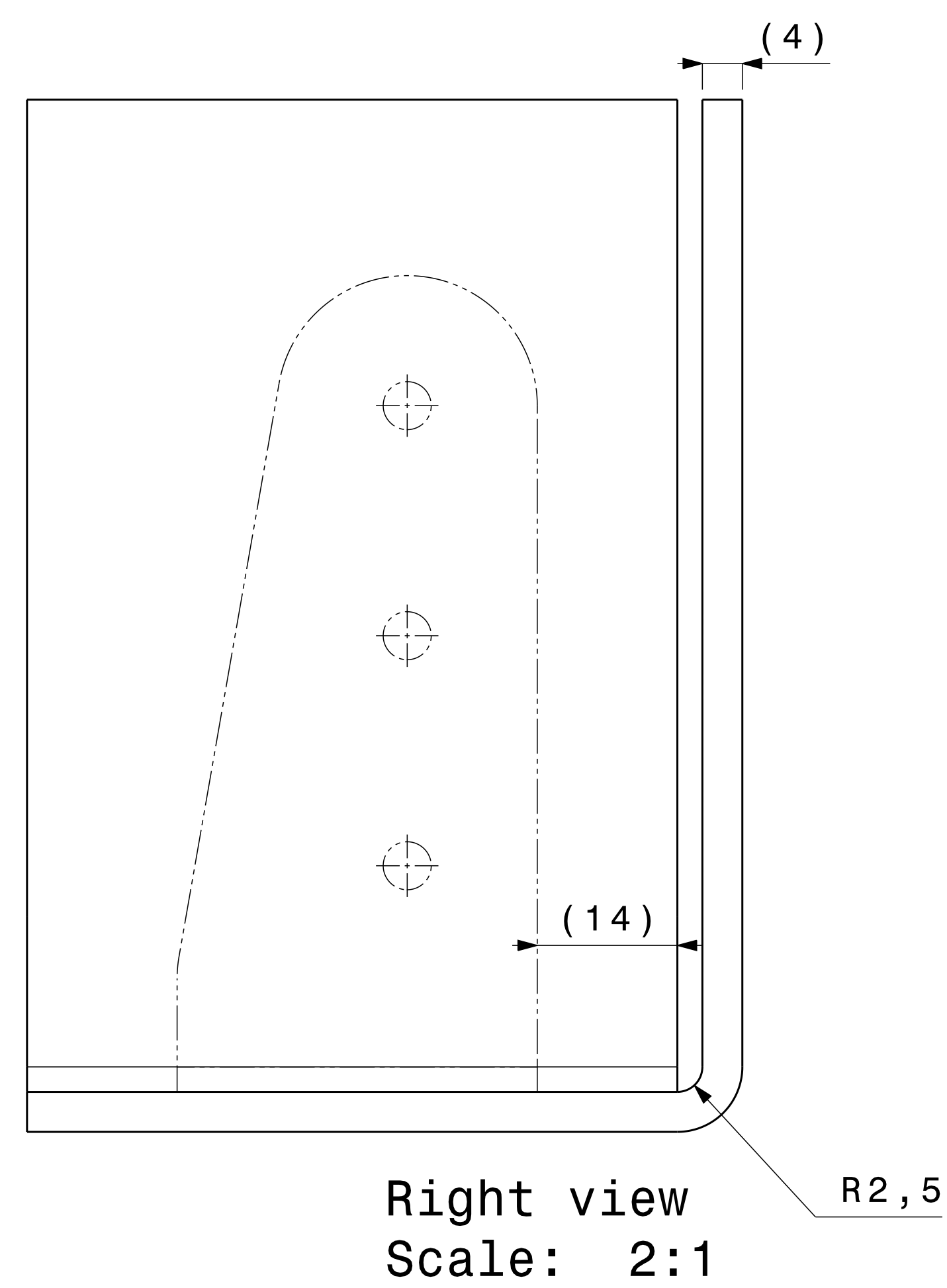
COMPUTER PRODUCED DRAWING USING CATIA V5. NO MANUAL ALTERATION

This document and all information contained herein is the sole property of AIRBUS OPERATIONS S.A.S. No intellectual property rights are granted by the delivery of this document or the disclosure of its content. This document shall not be reproduced or disclosed to a third party without the express written consent of AIRBUS OPERATIONS S.A.S. This document and its content shall not be used for any purpose other than that for which it is supplied. The statements made herein do not constitute an offer. They are based on the mentioned assumptions and are expressed in good faith. Where the supporting grounds for these statements are not shown, AIRBUS OPERATIONS S.A.S will be pleased to explain the basis thereof.

© AIRBUS OPERATIONS S.A.S (2011) All rights reserved. Confidential and proprietary document

LIMITS NOT STATED ABD0001-1	SURFACE FINISH ABD0002	<input checked="" type="checkbox"/> AIRBUS
IDENTIFICATION MARKINGS ABD0003	INTERCHANGEABLE PART DRAWING NO. <input checked="" type="checkbox"/> YES <input type="checkbox"/> NO	SCALE 1:1
DRN ..	CHKD	STRESS
D.O.ORIGIN	APPD	WTS
TITLE CLIP BRUT PREPREG		FIRST ANGLE PROJECTION
SHEET		SIZE A0
A		ISSUE

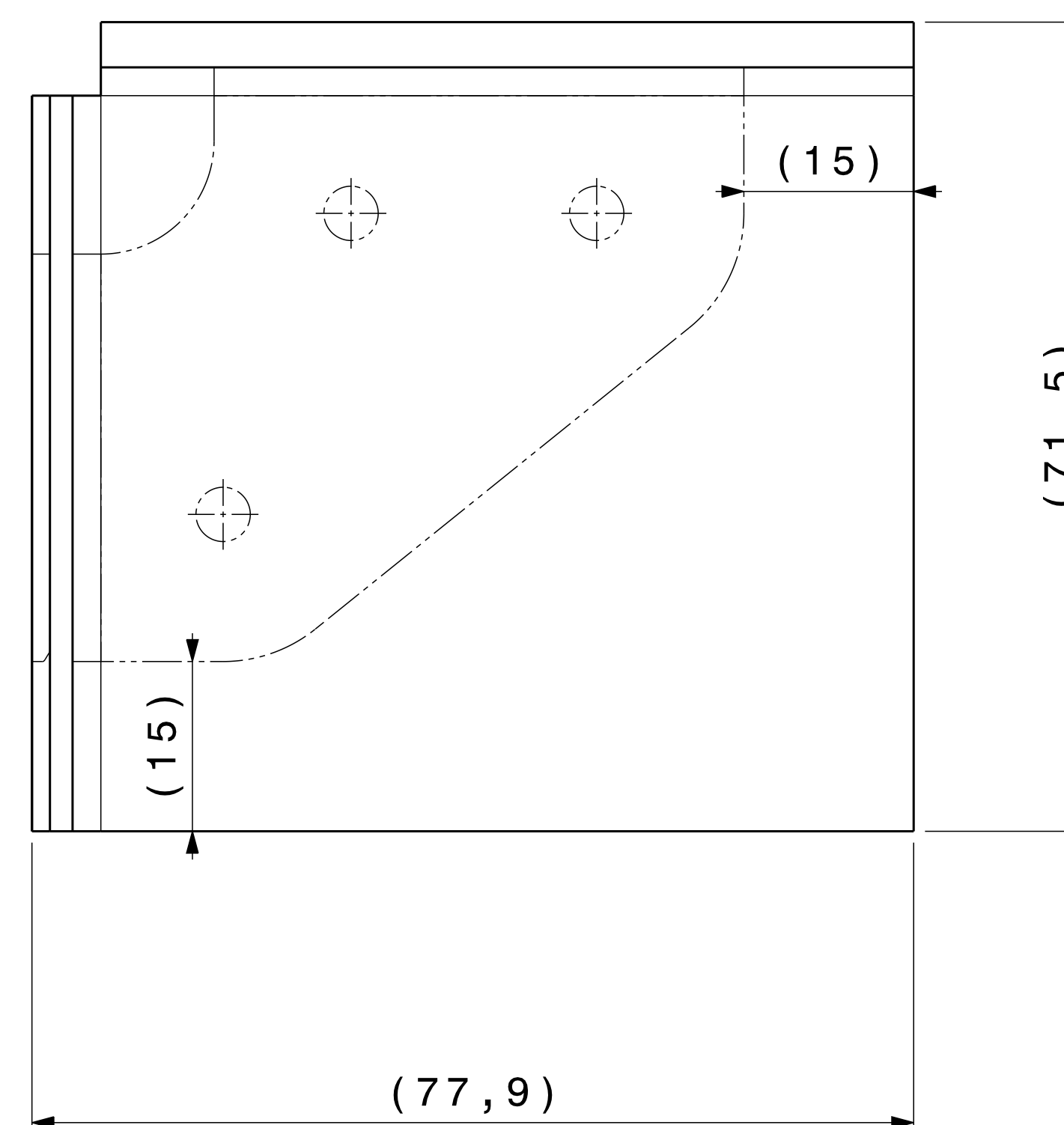




Isometric view
Scale: 1:1

SECUENCIA DE APILAMIENTO

MATERIAL	CAPA	NIVEL	SUPERFICIE DEL MOLDE
Q02 S	4	2	EJE DE SIMETRIA
	3	4	
Q02 B	2	3	
	1	2	

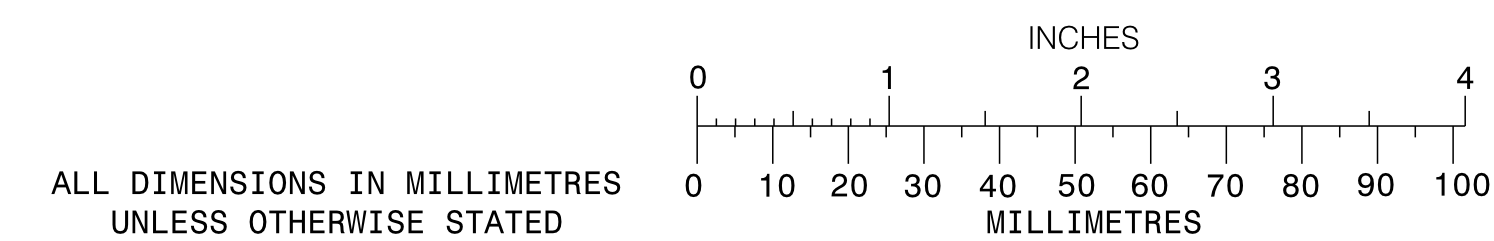




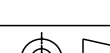
Top view
Scale: 2:1

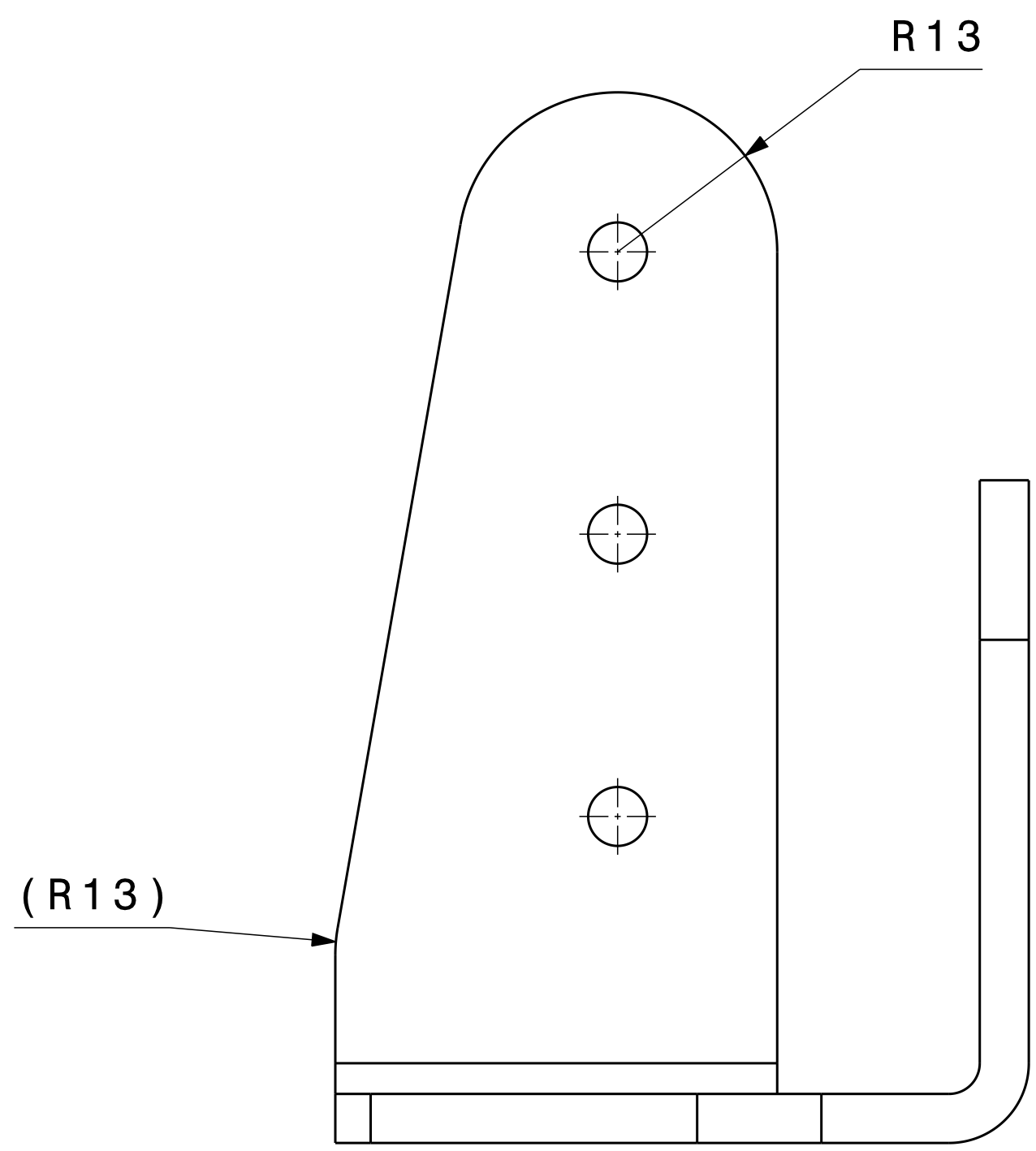
NOTA :

-VER LAS DIMENSIONES EN EL ARCHIVO EN 3D

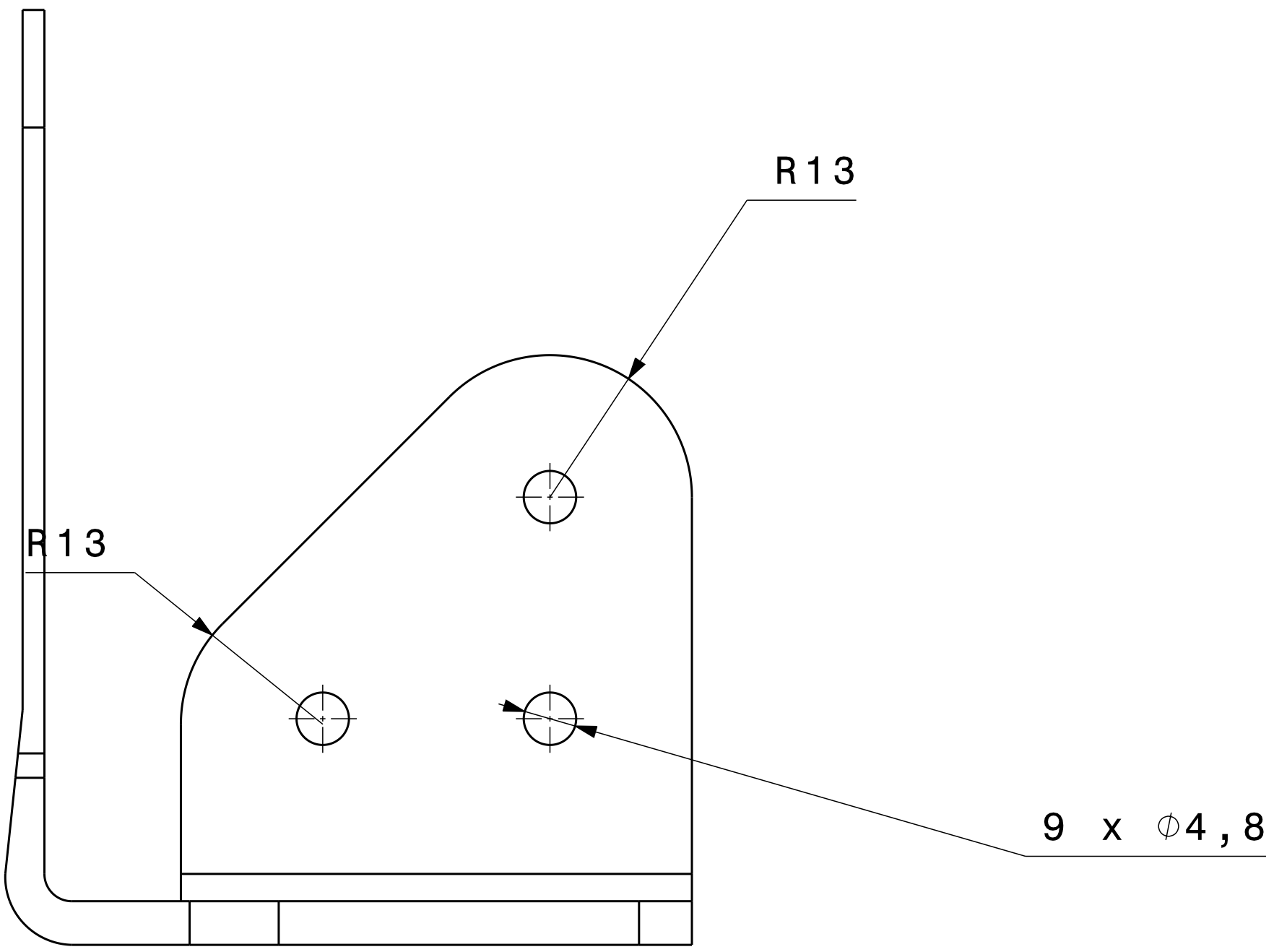
-[20% (45°), 50% (0°), 20% (135°), 10% (90°)]



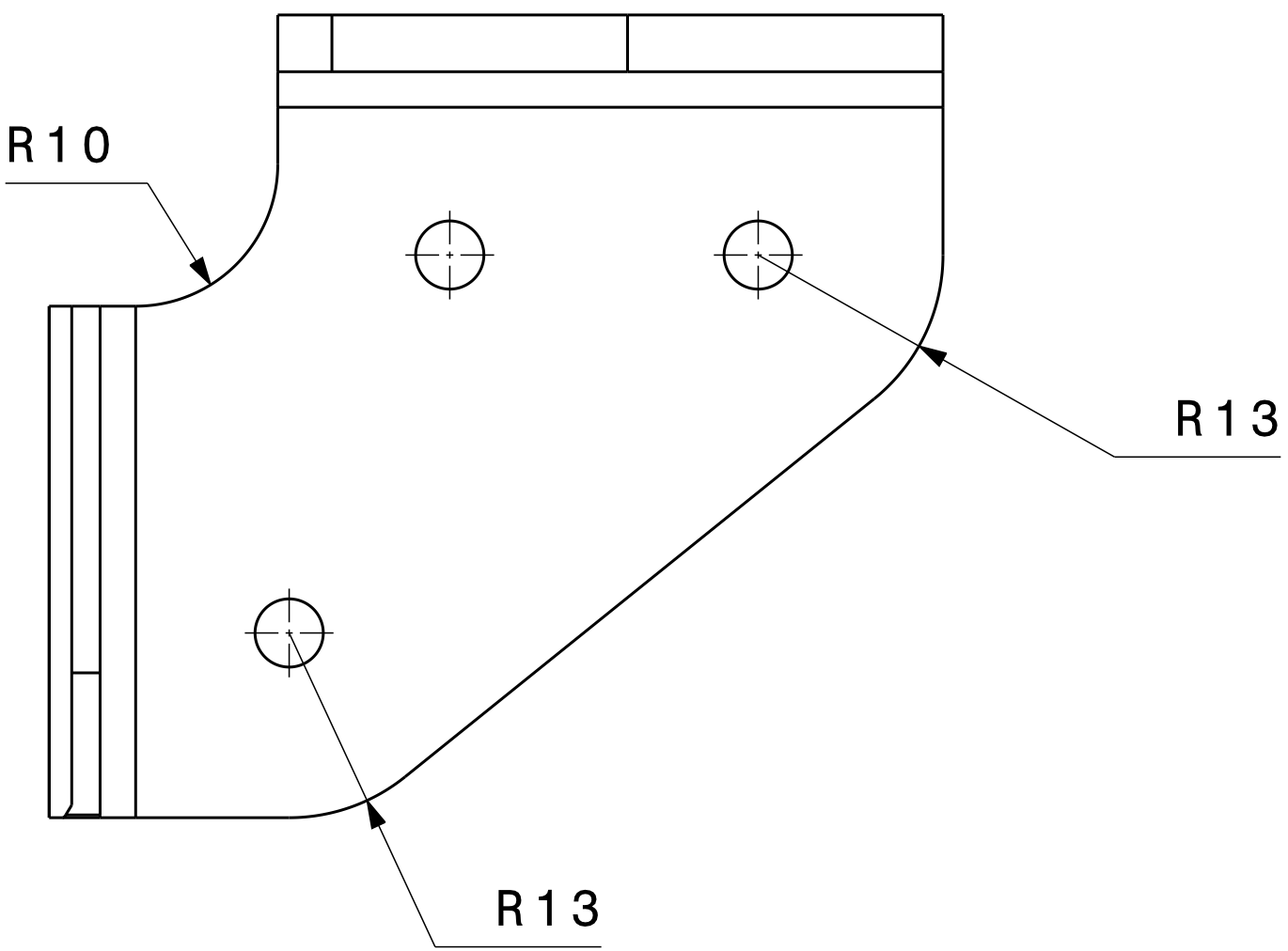
<p align="center">COMPUTER PRODUCED DRAWING USING CATIA V5. NO MANUAL ALTERATION</p> <p>This document and all information contained herein are the sole property of AIRBUS OPERATIONS S.A.S. No intellectual property rights are granted by the delivery of this document or the disclosure of its content. This document shall not be reproduced or disclosed to a third party without the explicit written consent of AIRBUS OPERATIONS S.A.S. This document and its content shall not be used for any purpose other than that for which it is supplied. The statements made herein do not constitute an offer. They are based on the mentioned assumptions and are expressed in good faith.</p> <p>Where the supporting grounds for these statements are not shown, AIRBUS OPERATIONS S.A.S. will be pleased to explain the basis thereof.</p> <p>AIRBUS OPERATIONS S.A.S. (2011) All rights reserved. Confidential and proprietary document</p>									
LIMITS NOT STATED		SURFACE FINISH		 AIRBUS					
ADBD0001-1		ADBD0002							
IDENTIFICATION MARKINGS ADBD0003		 INTERCHANGEABLE PART		YES NO		SCALE 1:1			
DRN D.O.ORIGIN		CHKD APDP		STRESS WTS		SYSTEM PROCESS			
TITLE		FIRST ANGLE PROJECTION		 SIZE		A0			
STAB. BRUT LRI		.. STABILISA		SHEET		EU		ISSUE	



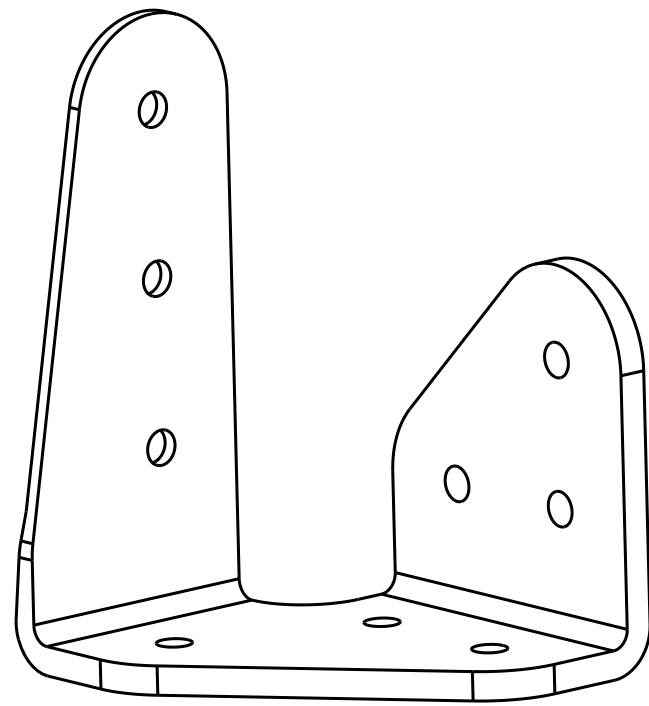
Right view
Scale: 2:1



Front view
Scale: 2:1

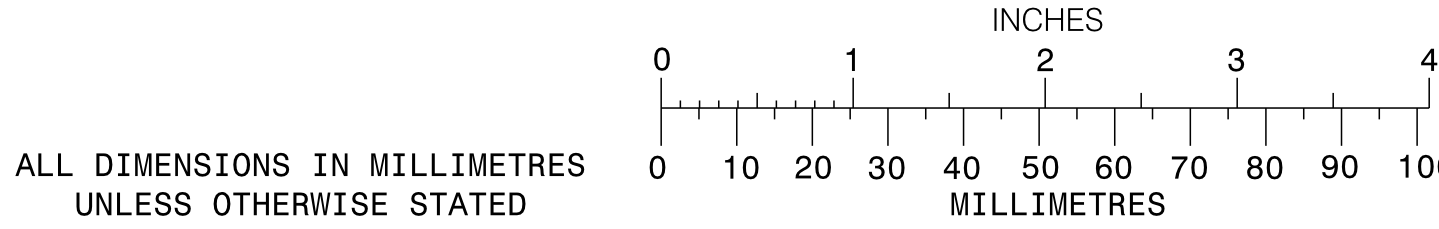


Top view
Scale: 2:1



Isometric view
Scale: 1:1

NOTA :
-VER LAS DIMENSIONES EN EL ARCHIVO EN 3D



ALL DIMENSIONS IN MILLIMETRES
UNLESS OTHERWISE STATED

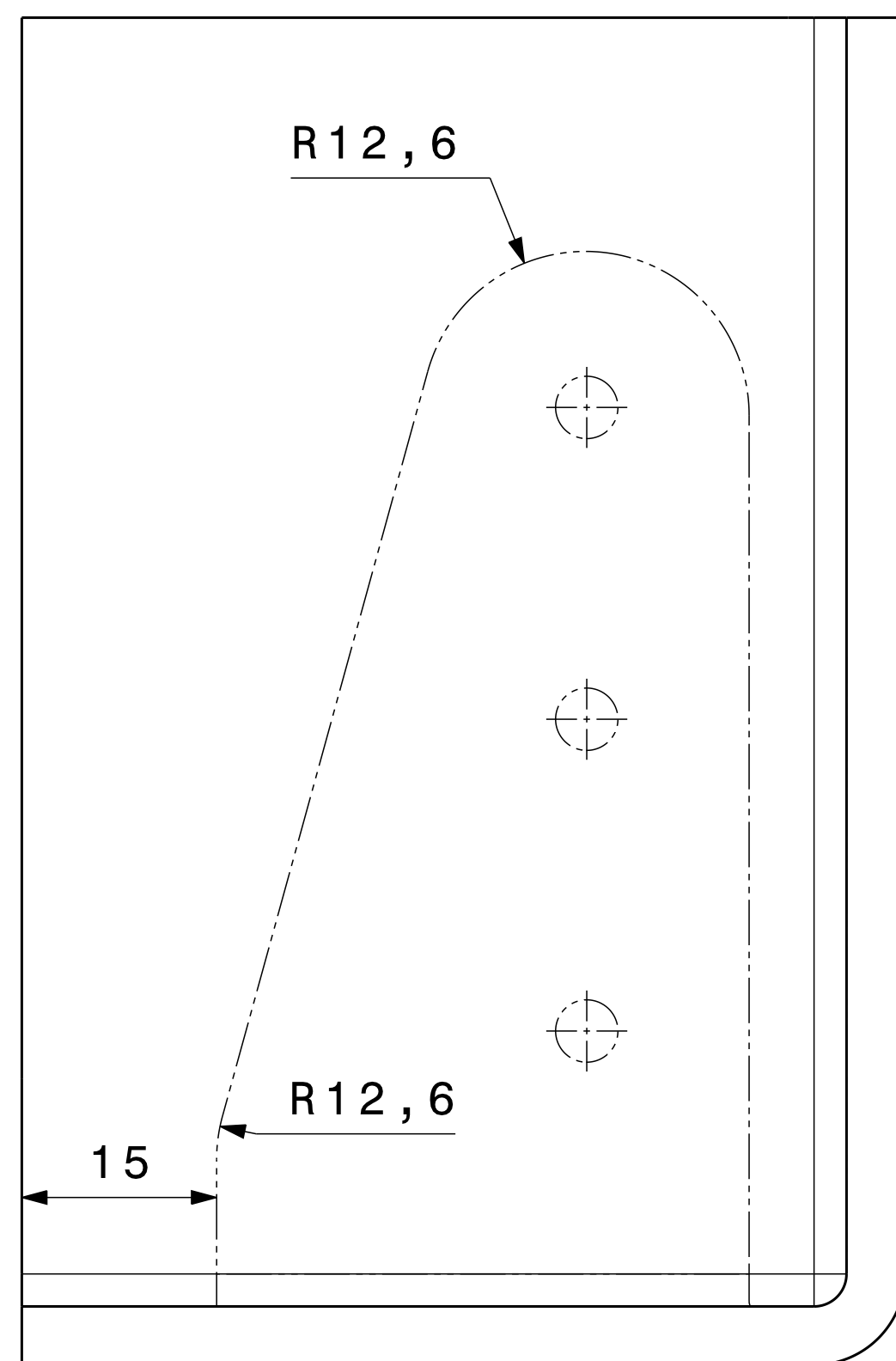
COMPUTER PRODUCED DRAWING USING CATIA V5. NO MANUAL ALTERATION

This document and all information contained herein is the sole property of AIRBUS OPERATIONS S.A.S. No intellectual property rights are granted by the delivery of this document or the disclosure of its content. This document shall not be reproduced or disclosed to a third party without the express written consent of AIRBUS OPERATIONS S.A.S. This document and its content shall not be used for any purpose other than that for which it is supplied. The statements made herein do not constitute an offer. They are based on the mentioned assumptions and are expressed in good faith. Where the supporting grounds for these statements are not shown, AIRBUS OPERATIONS S.A.S will be pleased to explain the basis thereof.

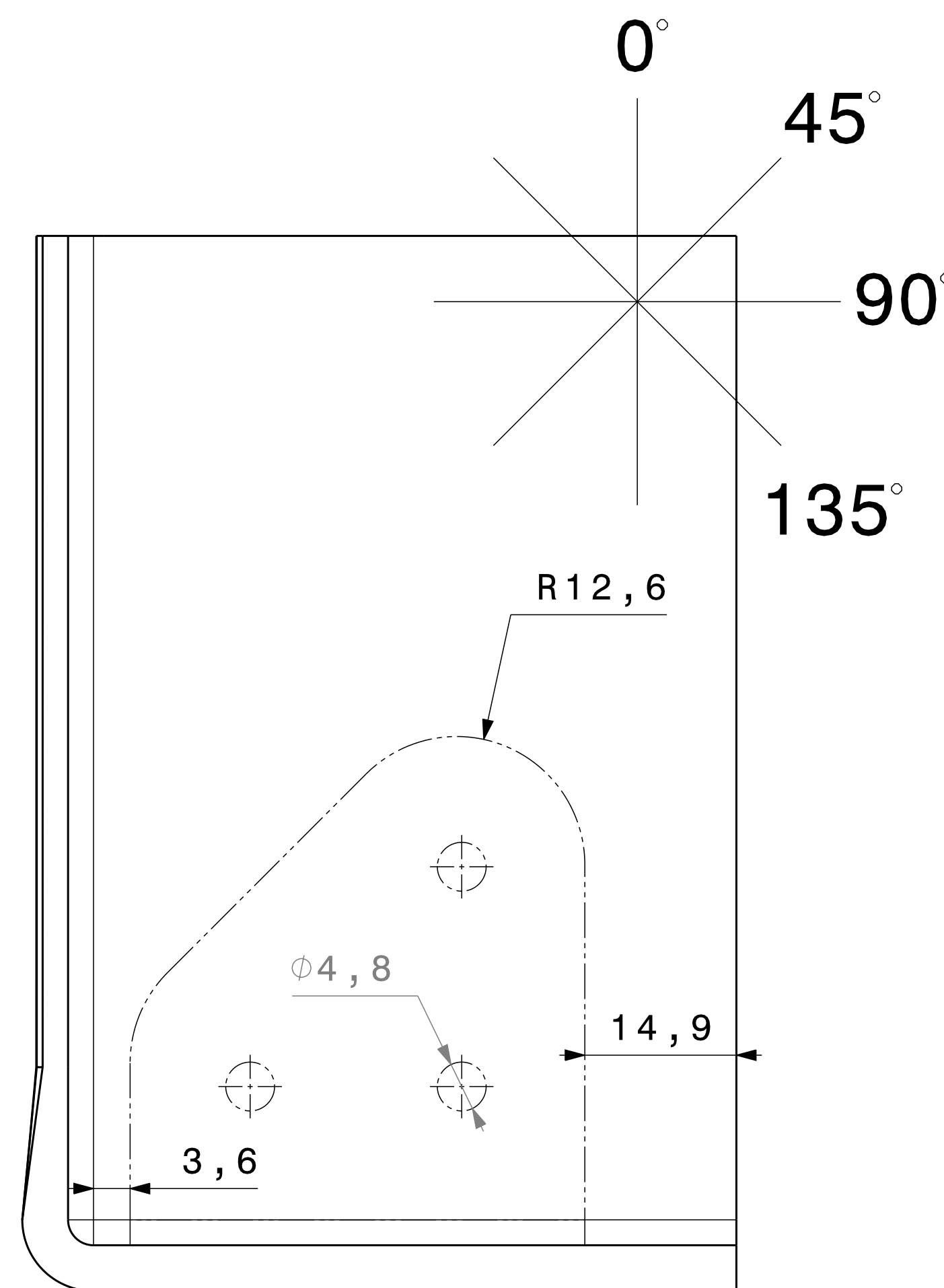
© AIRBUS OPERATIONS S.A.S (2011) All rights reserved. Confidential and proprietary document

LIMITS NOT STATED ABD0001-1	SURFACE FINISH ABD0002	<input checked="" type="checkbox"/> AIRBUS
IDENTIFICATION MARKINGS ABD0003	INTERCHANGEABLE PART DRAWING NO.	SCALE 1:1
DRN ..	CHKD	STRESS
D.O.ORIGIN	APPD	WTS
TITLE		SIZE A0

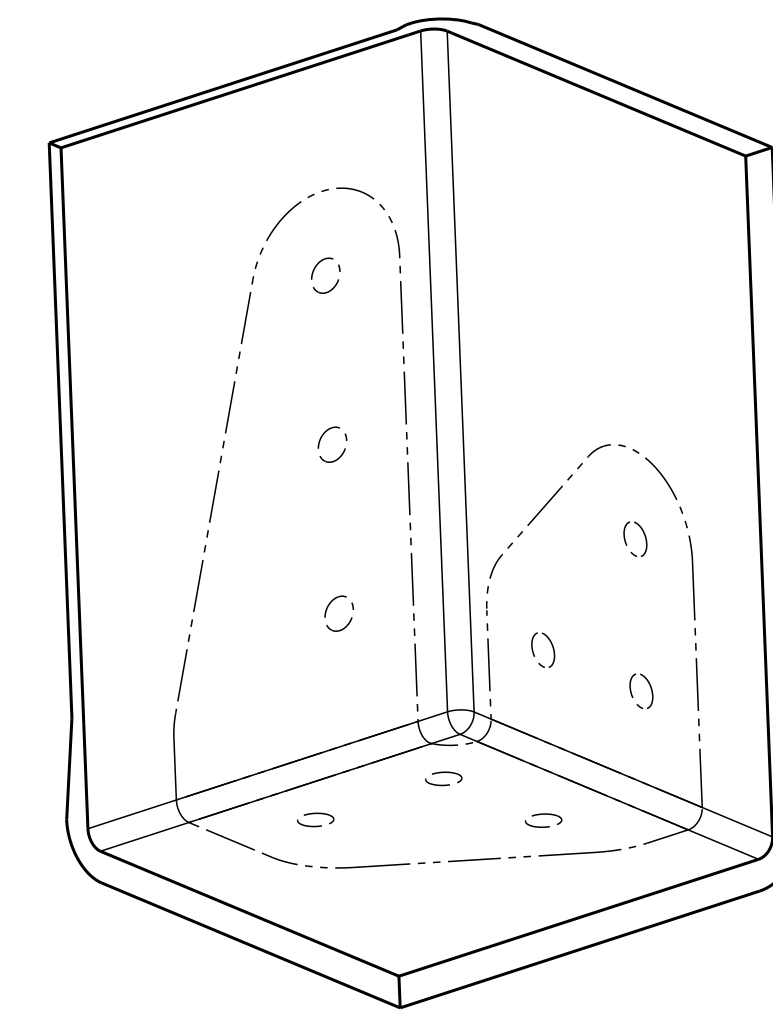
STAB. PIECE FINIE LRI	.. STABILISA	A
SHEET EU		ISSUE



Right view
Scale: 2:1



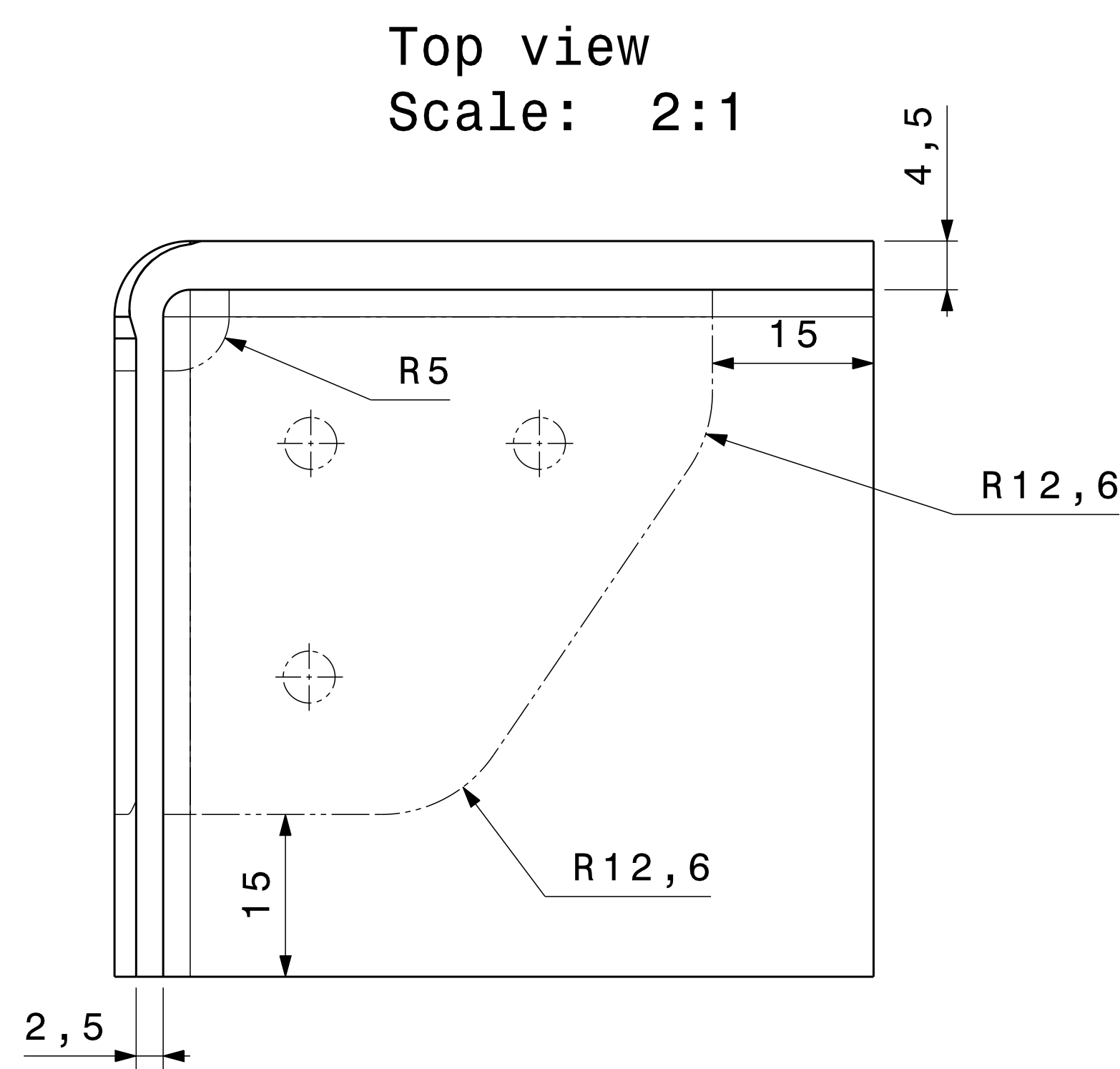
Front view
Scale: 2:1



Isometric view
Scale: 1:1

SECUENCIA DE APILAMIENTO

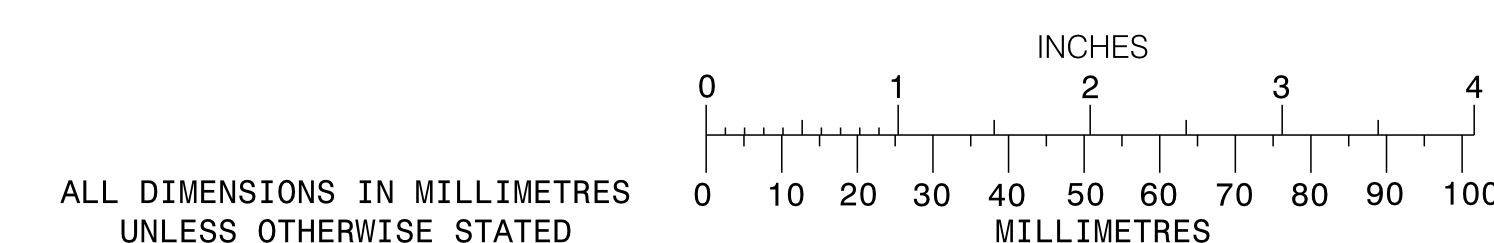
MATERIAL	CAPA	NIVEL	S36	S35	S34	S33	S32	S31	S30	S29	S28	S27	S26	S25	S24	S23	S22	S21	S20	SUPREFICIE DEL MOLDE										
125	36	20	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135											
	35	20	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90											
	34	20	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45											
	33	35	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0													
	32	29	135	135	135	135	135	135	135	135	135																			
	31	20	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0											
	30	27	45	45	45	45	45	45	45	45																				
	29	32	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0																
	28	20	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135										
	27	21	0																											
	26	20	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90										
	25	24	0	0	0	0																								
	24	20	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45										
	23	20	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0										
	22	31	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135															
	21	20	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0										
	20	20	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45										
	19	23	90	90	90																EJE DE SIMETRIA									
	18	20	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90										
	17	34	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45													
	16	28	0	0	0	0	0	0	0	0	0																			
	15	20	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135										
	14	20	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0										
	13	20	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45										
	12	25	0	0	0	0	0																							
	11	20	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90										
	10	22	0	0																										
	9	20	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135										
	8	33	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0															
	7	26	45	45	45	45	45	45	45																					
	6	20	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0										
	5	30	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135																	
	4	36	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0											
	3	20	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45	45										
	2	20	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90										
	1	20	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135	135										



Top view
Scale: 2:1

NOTA :

- VER LAS DIMENSIONES EN EL ARCHIVO EN 3D
- PENDIENTES : 7.32°
- ELEMENTO 125 : ESPESOR 0.125MM / CAPA



ALL DIMENSIONS IN MILLIMETERS
UNLESS OTHERWISE STATED



COMPUTER PRODUCED DRAWING USING CATIA V5. NO MANUAL ALTERATION

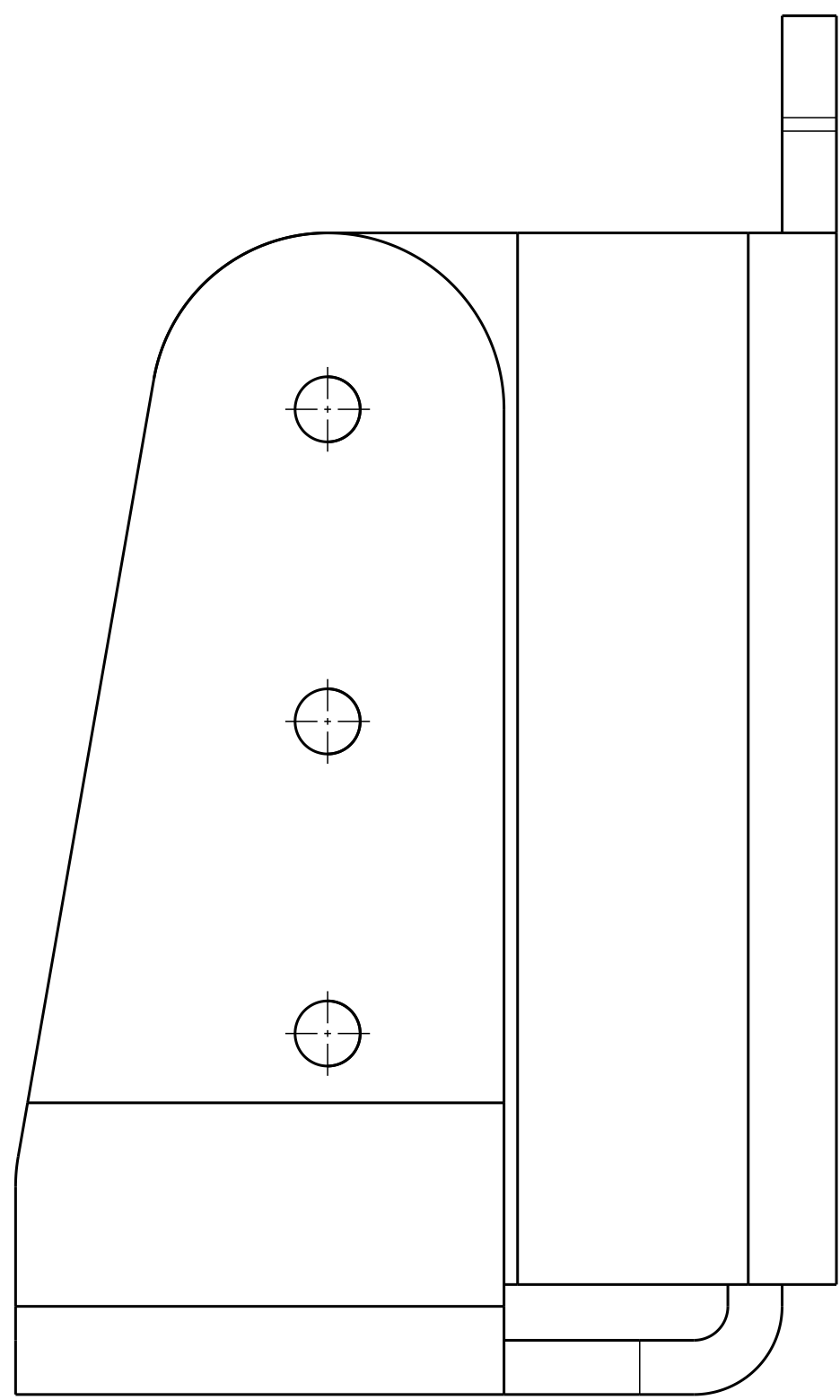
This document and all information contained herein is the sole property of AIRBUS

OPERATIONS S.A.S. No intellectual property rights are granted by the delivery of this document or the disclosure of its content. This document shall not be reproduced or disclosed to a third party without the express written consent of AIRBUS OPERATIONS S.A.S. This document and its content shall not be used for any purpose other than that for which it is supplied. The statements made herein do not constitute an offer.

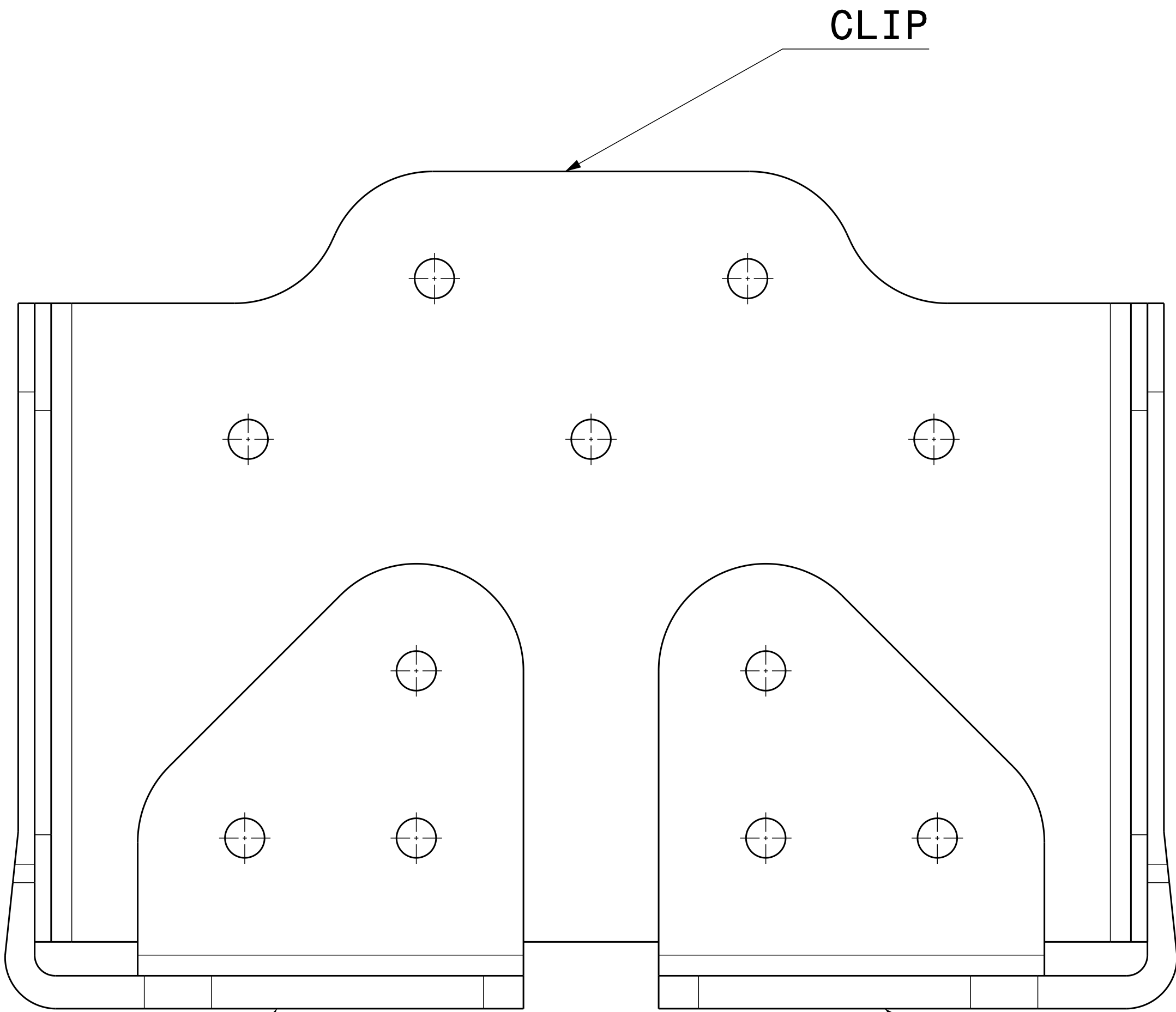
They are based on the mentioned assumptions and are expressed in good faith.
Where the supporting grounds for these statements are not shown,
AIRBUS OPERATIONS S.A.S will be pleased to explain the basis thereof.

© AIRBUS OPERATIONS S.A.S (2011) All rights reserved. Confidential and proprietary document

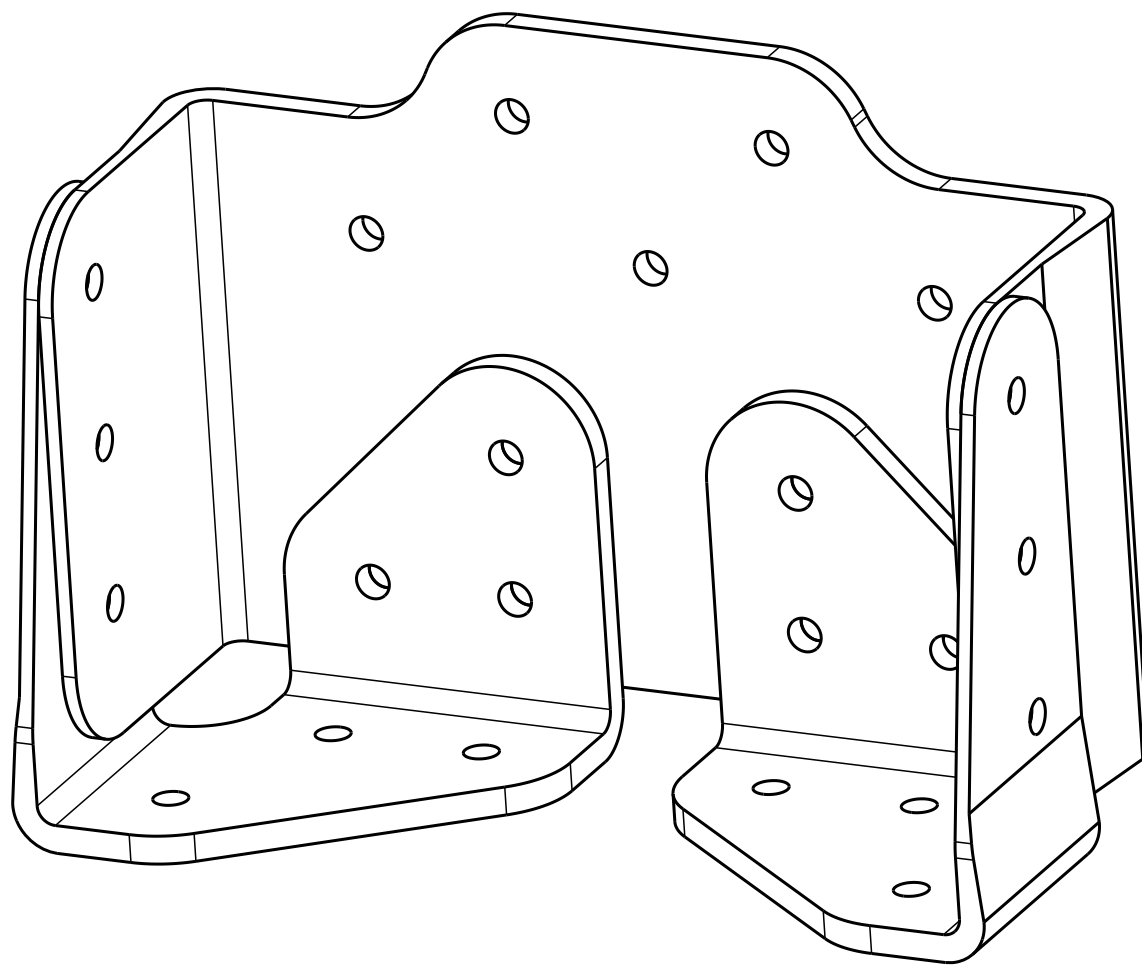
LIMITS NOT STATED ABD0001 - 1		SURFACE FINISH ABD0002		 AIRBUS	
IDENTIFICATION MARKINGS ABD0003		INTERCHANGEABLE PART <div> <input checked="" type="checkbox"/> YES <input type="checkbox"/> NO </div>		SCALE 1:1	
DRN ...	CHKD	STRESS		SYSTEM	
D.O.ORIGIN	APPD	WTS		PROCESS	
TITLE STAB. BRUT PREPREG		FIRST ANGLE PROJECTION		 SIZE A0	
		.. STABILISA SHEET EU		A ISSU	



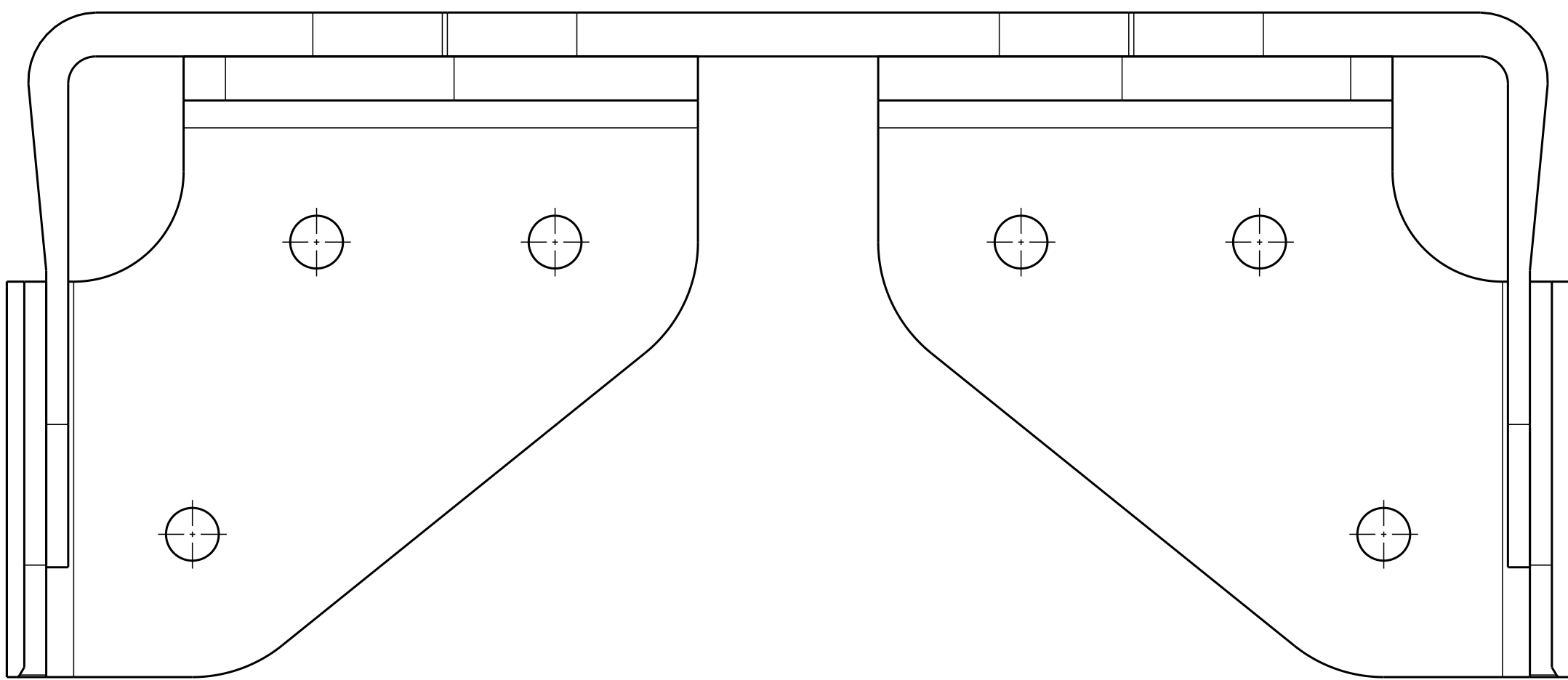
Right view
Scale: 2:1



Front view
Scale: 2:1



Isometric view
Scale: 1:1



Top view
Scale: 2:1

010203040506070809101112131415161718192021222324

upna

242322212019181716151413121110987654321

242322212019181716151413121110987654321

INCHES
0 1 2 3 4

MILLIMETRES
0 10 20 30 40 50 60 70 80 90 100

ALL DIMENSIONS IN MILLIMETRES
UNLESS OTHERWISE STATED

COMPUTER PRODUCED DRAWING USING CATIA V5. NO MANUAL ALTERATION

This document and all information contained herein is the sole property of AIRBUS OPERATIONS S.A.S. No intellectual property rights are granted by the delivery of this document or the disclosure of its content. This document shall not be reproduced or disclosed to a third party without the express written consent of AIRBUS OPERATIONS S.A.S. This document and its content shall not be used for any purpose other than that for which it is supplied. The statements made herein do not constitute an offer.

Where the supporting grounds for these statements are not shown, AIRBUS OPERATIONS S.A.S will be pleased to explain the basis thereof.

They are based on the mentioned assumptions and are expressed in good faith.

© AIRBUS OPERATIONS S.A.S (2011) All rights reserved. Confidential and proprietary document

LIMITS NOT STATED ABD0001-1	SURFACE FINISH ABD0002	<input checked="" type="checkbox"/> AIRBUS
IDENTIFICATION MARKINGS ABD0003	INTERCHANGEABLE PART DRAWING NO.	SCALE 1:1
DRN ..	CHKD	STRESS
D.O.ORIGIN	APPD	WTS
TITLE		SIZE A0
ASSEMBLAG		ISSUE